

# Энциклопедия авиации.

Главный редактор:

Г. П. Свищёв.

Издательство:

Москва, «Большая Российская Энциклопедия», 1994 г.

Энциклопедия представляет собой первое в стране многоплановое научно-справочное издание, в котором систематизированы сведения по обширному кругу вопросов, относящихся к авиации и воздухоплаванию. В энциклопедии более 2600 статей по фундаментальным научным основам авиации, по устройству и характеристикам отечественных и зарубежных летательных аппаратов, по их созданию и эксплуатации, по воздушному праву, авиационной медицине, по авиационным видам спорта, о ведущих авиастроительных предприятиях и авиатранспортных компаниях мира и по многим другим вопросам. Значительное внимание уделено истории авиации и воздухоплавания, в книге более 600 биографий пионеров авиации, видных учёных, конструкторов, летчиков и воздухоплавателей, испытателей авиационной техники. Энциклопедия богато иллюстрирована: в ней содержится более 2000 иллюстраций, большинство из которых — цветные.

Книга рассчитана как на специалистов, непосредственно связанных с авиацией и воздухоплаванием, так и на широкий круг читателей.

**А** — 1) обозначение советских *автожиров*, разрабатывавшихся в 30-х гг. в Центральном аэрогидродинамическом институте. В их проектировании и доводке принимали участие *В. А. Кузнецов, А. М. Черёмухин, Н. И. Камов, М. Л. Миль, Н. К. Скржинский* и др. Было построено 8 автожиров серии «А» крылатого и бескрылого типов, причём крылатые А-4 (дальнейшее развитие экспериментального автожира Центрального аэрогидродинамического института 2-ЭА) и А-7 были выпущены малой серией. Двухместный автожир А-7 конструкции Камова (рис. в таблице XII) имел трёхлопастный несущий винт диаметра 15,18 м. крыло площадью 14,7 м<sup>2</sup>, взлётную массу 2056 кг, мог перевозить нагрузку до 750 кг. Силовая установка — два поршневых двигателя М-22 мощностью по 353 кВт, максимальная скорость 220 км/ч, потолок 4800 м, дальность полёта 600—1000 км. Выпущен в 1934; весной 1941 А-7 работал в предгорьях Тянь-Шаня по опылению садов (см. рис. ), в начале Великой Отечественной войны 5 автожиров А-7 использовались под Смоленском в ночное время для ближней разведки и сбрасывания листовок.

2) Обозначение планеров конструкции О. К. Антонова (см. статью *Ан*).

**Автожир А-7 на сельскохозяйственных работах в предгорьях Тянь-Шаня.**

**абляция** (от позднелатинского *ablatio* — отнятие, устранение) — унос массы с поверхности твёрдого тела потоком набегающего газа в результате оплавления, испарения, разложения и химической эрозии. Абляционные *теплозащитные материалы* применяются в конструкции летательных аппаратов. **А.** сопровождается поглощением теплоты, и это предохраняет конструкцию от перегрева и разрушения; используется в основном при полёте с гиперзвуковыми скоростями, когда существенно *аэродинамическое нагревание*.

**А.** композиционных материалов, например, стеклопластиков, сопровождается термическим разложением связующего с образованием газообразных продуктов и кокса, плавлением наполнителя и образованием на внешней поверхности покрытия жидкой плёнки, испарением расплава, химическим взаимодействием образовавшихся веществ друг с другом и с внешним потоком, обтекающим летательный аппарат, механическим разрушением кокса, уносом твёрдых частиц кокса и капель расплава, излучением (см. *Радиационный тепловой поток*) с внешней поверхности теплозащитного покрытия. Газообразные продукты

**А.**, поступая в *пограничный слой*, охлаждают и утолщают его, что приводит к уменьшению *теплового потока* к поверхности теплозащитного покрытия.

Значительно проще протекает **А.** однородных теплозащитных материалов. Например, при **А.** графита образуются только газообразные продукты; при температуре поверхности свыше 3300 К существенную роль приобретает его *сублимация*. При **А.** термопластичных полимеров (полиэтилена, органического стекла и др.) они разлагаются и целиком переходят в газовую фазу; излучение при этом не играет существенной роли из-за относительно невысокой температуры их разложения (700—800 К).

Лит.: Полежаев Ю. В., Юревич Ф. Б., Тепловая защита, М., 1976.

В. Я. Боровой.

**Абрамович** Генрих Наумович (р. 1911) — советский учёный в области теоретической и прикладной газовой динамики и теории воздушно-реактивного двигателя, доктор технических наук (1939), профессор (1939), заслуженный деятель науки и техники РСФСР (1972). После окончания Московской инженерно-строительного института имени В. В. Куйбышева (1933) работал в Центральном аэрогидродинамическом институте; в 1945—1985 заведующий кафедрой реактивных двигателей Московского авиационного института, одновременно работал в ЦИАМ. Премия имени Н. Е. Жуковского (1940). Государственная премия СССР (1943). Награждён орденами Трудового Красного Знамени, «Знак Почёта», медалями.

Портрет см. на стр. 12.

Г. Н. Абрамович

Соч.: Прикладная газовая динамика, М., 1953.

**абсолютный авиационный рекорд** — см. Рекорды авиационные.

**аварийная ситуация** — *особая ситуация* в полёте, при которой необходимо произвести вынужденную посадку воздушного судна, или ситуация, предотвращение перехода которой в *катастрофическую ситуацию* связано со значит. повышением физических и психофизиологических нагрузок на экипаж и требует от него высокого профессионального мастерства.

**аварийно-спасательное оборудование бортовое** — совокупность средств на летательном аппарате, предназначенных для предотвращения травмирования пассажиров и экипажа и обеспечения возможности их аварийной эвакуации и спасения в случае вынужденной посадки самолёта или вертолётa на сушу или воду. В **А.-с. о.** включаются также отдельные элементы конструкции фюзеляжа и кабин летательных аппаратов. **А.-с. о.** состоит из средств фиксации людей, аварийных выходов для пассажиров и экипажа, средств маркировки, системы наружного и внутреннего аварийного освещения, систем связи и оповещения пассажиров, вспомогательных средств для эвакуации людей на землю. При полётах над водным пространством **А.-с. о.** дополняется индивидуальными и групповыми спасательными плавсредствами.

К средствам фиксации людей относятся кресла, привязные ремни и др. устройства, предотвращающие возможность удара человека о внутрикабинные конструкции и оборудование при вынужденной посадке летательного аппарата. В качестве аварийных выходов для пассажиров используются пассажирские и служебные двери, специальные люки, обычно располагающиеся над крылом самолёта, а для экипажа — также форточки в остеклении пилотской кабины. Средства маркировки в виде световых табло и надписей-трафаретов предназначаются для обозначения расположения аварийных выходов, указания направления движения к ним, способов их открытия, обозначения месторасположения отдельных элементов **А.-с. о.** и указания методов их использования. Система наружного и внутреннего аварийного освещения обеспечивает приемлемые условия для аварийной эвакуации людей в тёмное время суток. С помощью системы

связи осуществляется обмен информацией между экипажем в пилотской кабине и бортпроводниками в пассажирских салонах, а по системе оповещения пассажиры получают указания по выполнению необходимых действий для эвакуации и спасения в аварийной ситуации. При расположении аварийных выходов на высоте более 1,8 м от поверхности земли для спуска людей из летательного аппарата предназначаются автоматически вводимые в действие надувные трапы (рис. 1), комбинированные трапы-плоты (рис. 2), аварийные лебёдки, канаты и т. п. К индивидуальным спасательным плавсредствам относятся надувные *жилеты спасательные*, подушки с постоянной плавучестью или другие спасательные средства, обеспечивающие поддержание человека на плаву в воде после эвакуации из приводнившегося летательного аппарата. Групповые спасательные плавсредства (*плоты надувные*, комбинированные трапы-плоты) обеспечивают поддержание на плаву вне воды и защиту от неблагоприятного воздействия гидрометеословий группы людей.

Число, расположение и размеры (типы) аварийных выходов для пассажиров, ширина проходов к ним, устройство аварийных выходов и средств их открытия, исполнение маркировки, уровень освещённости кабин и прочие определяются требованиями *Норм лётной годности* в зависимости от максимального числа и расположения пассажирских мест в кабинах летательных аппаратов. В соответствии с этими требованиями комплекс **А.-с. о.** должен быть выполнен таким образом, чтобы в условиях испытаний обеспечивалась возможность эвакуации всех людей из летательного аппарата на землю в течение не более 90 с при использовании аварийных выходов только с одного борта фюзеляжа или половины всех равноценных аварийных выходов.

*Ю. А. Винокур, Ю. А. Костев.*

Рис. 1, Аварийный трап: а — трап в положении «Готов к сбросу»; б — трап выброшен; в — трап автоматически надулся и готов к спуску по нему пассажиров.

Рис. 2. Комбинированный трап-плот, используемый в качестве трапа для эвакуации через надкрыльевой аварийный выход.

**аварийный барьер** — устройство, устанавливаемое на палубе *авианесущего корабля* для торможения корабельного самолёта при посадке в аварийных условиях в случае невозможности использования *аэрофинишёра*, например, при неисправности тормозного крюка, невозможности повторения захода на посадку из-за недостатка топлива, возникновении аварийной ситуации на борту самолёта. Обычно **А. б.** представляет собой сеть, натянутую поперёк посадочной палубы и состоящую из ряда вертикально расположенных прочных эластичных лент, прикреплённых нижними концами к одному из тросов автофинишера (обычно последнему), а верхними — к дополнительному тросу, натянутому над указанным тросом автофинишера на высоте 5—6 м и связанному своими концами с тросом автофинишера. Дополнительный трос поддерживается на двух вертикальных стойках (пиллерсах), которые в нерабочем положении убираются в углубления в палубе. При посадке с использованием **А. б.** самолёт захватывает консолями крыльев эластичные ленты и вытягивает связанный с ними трос автофинишера, преодолевая сопротивление его тормозного механизма, что обеспечивает остановку самолёта.

Аналогичные конструкции и принцип действия имеют **аэродромные задерживающие устройства** (см. рис.), предназначенные для предотвращения выбега самолёта за конец взлетно-посадочной полосы в случае неудачной посадки или нерасчётного прерванного взлёта.

*К. В. Захаров*

**Сетевое аэродромное задерживающее устройство.**

**Авдучевский** Всеволод Сергеевич (р. 1920) — советский учёный в области аэромеханики и научно-технических проблем космических полетов, академик АН СССР (1979; член-корреспондент 1972), После окончания Московского авиационного института (1944) работал в Центральном институте авиационного моторостроения и других научно-исследовательских институтах. С 1955 преподаёт в

Московском авиационном институте (с 1961 профессор). Труды по теории теплообмена, пограничного слоя, горения, отрывных течений, газодинамики струй, аэродинамики разреженного газа, механики невесомости. Премия имени Н. Е. Жуковского (1971), Ленинская премия (1970), Государственная премия СССР (1978). Награждён 2 орденами Трудового Красного Знамени, орденом «Знак Почёта», медалями.

Соч.: Основы теплопередачи в авиационной и ракетно-космической технике, М., 1975 (соавт.).

В. С. Авдучевский.

**«Авиа»** [Avia obrov{{ú}} (до 1987 n{{á}}rodní podnik) — авиадвигателестроительная фирма Чехословакии. Образована в 1919. До Второй мировой войны выпускала истребители (в основном В-534, первый полёт в 1933) и бомбардировщики. После войны — по лицензии пассажирский самолёт Ил-14 (под обозначением Авиа 14). Производство самолётов прекратила в 1960. С начала 80-х гг. выпускались поршневые двигатели М137 для самолётов Z42 и Z526, М337 для самолётов L-200, Z43, Z726 и Z142 (см. «Лет», «Мораван»), а также воздушные винты.

**авиагарнитур** — то же, что *ларингофонно-микрофонно-телефонные гарнитуры*.

**авиагоризонт** — гироскопический прибор для измерения и индикации экипажу углов крена и тангажа, соответствующих пространственному положению летательного аппарата относительно горизонтальной плоскости (см. рис.)

Различают автономные и дистанционные **А**. В автономном **А** совмещены функции измерения и индикации углов крена и тангажа; чувствительный элемент такого **А**. — встроенный в прибор *гироскоп* с тремя степенями свободы, ось которого удерживается по направлению вектора силы тяжести с помощью электромеханической системы маятниковой коррекции.

**Дистанционный А**. представляет собой датчик вертикали, измеряющий углы крена и тангажа, и канал связи для передачи информации на индикатор этих углов. В качестве датчиков используются гировертикали, курсовертикали, инерциальные системы навигации, в качестве индикаторов — электромеханические указатели, приборы командно-пилотажные, коллиматорные, на основе электронно-лучевых трубок и др. В основном применяются дистанционные **А**., имеющие более высокие точность измерения и качество индикации, а автономные **А**. служат в качестве резервных. В зависимости от конструкции **А**. могут работать в ограниченном диапазоне (выбываемые) и в неограниченном диапазоне (невыбываемые) углов крена и тангажа. По принципу индикации различают **А**., в которых реализуются «вид с земли на самолёт» (шкала неподвижна, а перемещается силуэт-самолёт) и «вид с самолёта на землю» (силуэт-самолёт укреплен неподвижно относительно корпуса, а шкала **А**. стабилизируется в пространстве при полёте летательного аппарата датчиком вертикали, показывая положение естественного горизонта). На последнем принципе основана работа почти всех зарубежных и ряда отечественных **А**. Диапазоны индикации углов: по крену  $\{\pm\}360\{\circ\}$ , по тангажу  $\{\pm\}85\{\circ\}$  (выбываемый) или  $\{\pm\}90\{\circ\}$  (невыбываемый). Погрешности измерения вертикали не превышают  $\{\pm\}3\{\circ\}$ . **А**. часто снабжаются сигнализатором отказа прибора.

Е. Г. Харин.

**Авиагоризонт**: 1 — ручка кремальеры и арретира; 2 — подвижная линия горизонта; 3 — шкала тангажа; 4 — флажок сигнализатора отказа прибора; 5 — зенит; 6 — силуэт-самолёт; 7 — шкала крена; 8 — индекс крена.

**авиагруз** — имущество, перевозимое или принятое к перевозке воздушным транспортом (за исключением багажа и ручной клади). Вопросы, связанные с перевозкой грузов авиационным транспортом, регулируются *Воздушным кодексом СССР*. **А**. к перевозке принимается аэропортами и транспортно-экспедиционными предприятиями. По объёму, качеству, массе и свойствам **А**. должен удовлетворять условиям его транспортировки воздушными судами, предусмотренными

правилами перевозок. Особые условия перевозки установлены для опасных грузов. Отдельные места грузов должны иметь массу, размер или объём, обеспечивающие свободное размещение и крепление их в багажно-грузовых помещениях воздушных судов. Масса отдельного места должна быть не менее 5 кг и не более 200 кг, включая стандартную или специальную тару и упаковку, которые должны быть в исправном состоянии. Каждое место **А.** должно иметь транспортную или специальную маркировку. Возможность приёма груза к перевозке определяется перевозчиком. Ценность груза объявляется отправителем, она не может превышать его действительной стоимости. Прибывший в пункт назначения **А.** принимается получателем. Груз считается утраченным, если он не был выдан получателю в течение 10 суток по истечении срока его доставки. Груз считается не востребовавшимся, если он не вывезен получателем в течение 30 дней со дня уведомления его перевозчиком о прибытии груза в аэропорт назначения. См. также *Ответственность имущественная, Перевозка воздушная.*

**авиалиния, воздушная линия**, — установленный маршрут регулярных полётов воздушных судов между населёнными пунктами с целью перевозки пассажиров, почты и грузов. Различают внутренние **А.**, пролегающие внутри территории государства, и международные **А.**, соединяющие города различных государств. В СССР внутренние **А.**, связывавшие административно-хозяйственные, политические, и культурные центры союзного, республиканского и краевого значения и включавшиеся в центральное расписание движения самолётов, назывались линиями союзного значения (ЛСЗ), или магистральными, **А.**, соединявшие пункты районного значения друг с другом и с аэропортами ЛСЗ и включавшиеся в расписания движения, составляемые территориальными управлениями гражданской авиации, — *местными воздушными линиями* или линиями местного значения. В СССР первая регулярная **А.** Москва — Нижний Новгород (420 км) открыта в 1923, а первая международная **А.** Москва — Кенигсберг (1135 км) — в 1922. К концу 80-х гг. внутренние **А.** СССР соединяли около 4000 населённых пунктов внутри страны, а международные — города около 100 государств. Общая протяжённость **А.** в мире к концу 80-х гг. составляла свыше 6 миллионов км, а в СССР — свыше 1 миллиона км.

**авиамоделный спорт** — один из массовых технических видов спорта, включающий конструирование, постройку моделей летательных аппаратов, соревнования в скорости, дальности, высоте, продолжительности их полёта и способности выполнять фигуры высшего пилотажа. В соревнованиях моделей-копий оцениваются не только их лётные качества, но и сходство с оригиналом.

Возникновение **А. с.** в России связано с Н. Е. Жуковским, по инициативе которого в январе 1910 проведены первые авиамоделные соревнования. В них участвовало 10 человек. Лучшая модель пролетела 170 м. Авиамоделлизм в СССР стал активно развиваться после образования *Общества друзей воздушного флота* (ОДВФ). Во многих городах и населённых пунктах создавались кружки ОДВФ, проводились авиамоделные соревнования. В августе 1926 в Москве состоялись первые Всесоюзные соревнования, в которых участвовало 70 человек со 126 моделями. С тех пор они проводились ежегодно, исключая период Великой Отечественной войны.

Первоначально создавались свободнолетающие модели планеров и самолётов. Они обычно стартуют из рук и летят, поддерживаемые восходящими потоками воздуха. Двигателем таких моделей может служить жгут из резиновых нитей (резиномоторные модели). Первое крупное достижение по продолжительности парящего полёта свободно-летающей модели показал В. Карабаев — 49 мин 59 с (1928).

Ускорение развития **А. с.** произошло после 1931, когда комсомол взял шефство над Военно-воздушным флотом. С появлением поршневых бензиновых микродвигателей **А. с.** поднялся на новую ступень. Модель М. Зюрина, снабжённая таким двигателем, на соревнованиях в 1938 пролетела по прямой 21 км 957 м. Это был первый рекорд советского авиамоделлиста, признанный Международной авиационной федерацией. В послевоенные годы получили развитие новые виды авиамоделей — кордовые, радиоуправляемые, модели-копии. С 1949 советские спортсмены стали

принимать участие в международных соревнованиях, с 1958 — в чемпионатах мира. В 1951 ими установлены абсолютные мировые рекорды: модель В. И. Петухова летала 5 ч 10 мин, модель Г. П. Любушкина по прямой улетела на 356,794 км.

В 1953 **А. с.** включён в Единую всесоюзную спортивную классификацию. Практическое руководство развитием авиамоделизма, повышением массовости этого вида спорта, обобщением и распространением передового опыта осуществляли Центральный спортивно-технический клуб авиационного моделизма — ЦСТКАМ (образован в 1974) и Федерация **А. с.** СССР (1964). Соревнования по **А. с.** организовывал *ДОСААФ СССР* совместно с органами народного образования.

Современные модели могут летать со скоростью более 300 км/ч, продолжительность полёта свыше 33 ч, дальность по замкнутому маршруту до 765 км и высота полёта свыше 8 км. В нашей стране распространены 4 основных класса спортивных моделей, каждый из которых включает несколько категорий: свободнолетающие модели (планеры, самолёты с поршневыми двигателями — таймерные, резиномоторные, комнатные); кордовые модели (скоростные, гоночные, пилотажные, «воздушного боя»); модели-копии (кордовые и радиоуправляемые копии самолётов, радиоуправляемые копии планеров); радиоуправляемые модели. Соревнования по радиоуправляемым моделям самолётов, источником энергии в которых является аккумулятор, гальванические или солнечные батареи, стали проводиться с 80-х гг. Мировые рекорды в этой категории моделей по продолжительности полёта — свыше 6 ч 15 мин, по дальности — 100 км.

К 1991 насчитывалось свыше 1000 авиамоделистов, имеющих звание мастера спорта, около 300 мастеров спорта международного класса. В чемпионатах Европы и мира советские спортсмены добивались высоких результатов. К январю 1991 из 86 мировых рекордов, зарегистрированных Международной авиационной федерацией, советским спортсменам принадлежало 29. С 1966 издаётся ежемесячный популярный научно-технический журнал «Моделист-конструктор».

*А. Ш. Назаров.*

### Авиамоделисты на тренировке.

**авианесущий корабль** — корабль (судно), на котором предусмотрено базирование и эксплуатация *корабельных летательных аппаратов*. Понятие «**А. к.**» включает корабли от многоцелевых авианосцев до кораблей (вспомогательных судов), имеющих на борту хотя бы один корабельный вертолёт.

**Авианосец** — **А. к.**, обеспечивающий боевое использование летательных аппаратов (в основном, самолётов), управление их действиями, базирование, техническое обслуживание и ремонт. Как новый класс надводных кораблей авианосцы появились в конце Первой мировой войны. Первые авианосцы, имевшие палубу для взлета и посадки самолётов, были переоборудованы из недостроенных линейных крейсеров. В 1914 успешно действовали гидросамолёты с английских авиатранспортов, а к 1918 в состав флота Великобритании вошли первые авианосцы, вооружённые истребителями, лёгкими бомбардировщиками и торпедоносцами. В составе русского флота в период Первой мировой войны находились авиатранспорты, специально приспособленные для спуска на воду и подъёма на корабль после посадки гидросамолётов. Авиатранспорты включались в боевые порядки корабельных соединений (эскадр) при выходе в море для выполнения боевых заданий. Однако роль авианосцев в вооружённой борьбе на море долгое время недооценивалась. Назначение их окончательно определилось только в середине 30-х гг. Оно сводилось к совместным боевым действиям с линейными кораблями. Поэтому строились большие бронированные авианосцы водоизмещением 20—25 тысяч т со скоростью хода до 30 км/ч, имеющие 50—85 самолётов. Серийное строительство авианосцев началось непосредственно перед Второй мировой войной. К началу войны их было: в США — 5, Великобритании — 7, Японии — 6, во Франции — 1. Примерно половину из них составляли корабли специальной постройки,

половину — авианосцы, переоборудованные из кораблей других классов. В ходе Второй мировой войны авианосцы стали главной ударной силой флотов США, Японии и Великобритании, особенно в боях на Тихоокеанском театре военных действий. Использование палубной авиации позволило не только повысить динамику и эффективность вооруженной борьбы на море, но и распространить воздушную и минную угрозу на обширные пространства океанских и морских театров военных действий. В ходе Второй мировой войны было построено 194 авианосца, значит, часть которых была переоборудована из заложенных ранее линкоров, крейсеров и транспортных судов. Появились различные подклассы авианосцев: эскортные (конвойные), лёгкие, тяжёлые.

**Конвойный авианосец** предназначался для противовоздушной и противолодочной обороны конвоев и ведения разведки. Водоизмещение до 24 тысяч т, мощность энергетических установок до 12 МВт, скорость до 20 узлов (37 км/ч). Вооружение: 25—30 самолётов, до 50 зенитных автоматов. Экипаж до 1000 человек. Авиационное оборудование включало полётную палубу длиной до 140 м, шириной до 32 м, 1—2 самолётоподъёмника, 1—3 катапульты взлётные, аэрофинишеры. Большая часть эскортных авианосцев была переоборудована из транспортных судов, не имевших бронирования. После Второй мировой войны все эскортные авианосцы были выведены в резерв и сданы на слом.

**Лёгкий авианосец** предназначался для противовоздушной обороны соединений боевых кораблей, конвоев, десантных отрядов, уничтожения кораблей (судов) противника в море, авиационной поддержки морских десантов. Водоизмещение до 20 тысяч т, мощность энергетических установок 30—70 МВт, скорость до 32 узлов (59 км/ч). Экипаж до 1400 человек. Вооружение: до 50 самолётов, около 70 зенитных автоматов калибра 20 и 40 мм. Эти корабли после Второй мировой войны были выведены из боевого состава флотов США и других стран Запада, некоторая их часть была передана другим странам. В 80-х гг. лёгкие авианосцы появились в некоторых странах НАТО; в зависимости от базирующихся на них летательных аппаратах они классифицируются как противолодочные авианосцы, крейсера-вертолётоносцы и др.

**Тяжёлый авианосец** входил в подкласс кораблей специальной постройки; предназначался для разгрома (уничтожения) соединений боевых кораблей, транспортов и десантных судов противника, завоевания господства в воздухе в районе боевых действий. Водоизмещение до 55 тысяч т, мощность энергетических установок 110—150 МВт, скорость до 33 узлов (61 км/ч). Вооружение: 90—100 самолётов, 12 орудий калибра 127 мм и до 120 зенитных автоматов малого калибра. Экипаж до 4000 чел. В 1952 эти корабли были переклассифицированы в противолодочные и ударные. Во второй половине 70-х гг. ударные авианосцы стали называть многоцелевыми.

**Многоцелевой авианосец** (рис. 1) предназначен для нанесения ударов по соединениям кораблей, конвоям, десантным отрядам, объектам на побережье и в глубине территории противника, поиска и уничтожения подводных лодок (ПЛ), авиационного обеспечения десантов и сухопутных войск на приморских направлениях, завоевания господства в воздухе, блокады морских районов и проливных зон. Водоизмещение до 95 тысяч т, мощность энергетических установок до 200 МВт, скорость до 35 узлов (65 км/ч). Вооружение: до 100 летательных аппаратов различного назначения, зенитно-ракетные комплексы малой и средней дальности, многоствольные системы малого калибра, более 20 радиолокационных станций различных типов и назначения, системы сбора и обработки информации, управления оружием. Экипаж до 6000 человек. Авиационно-технические средства такого корабля 90-х гг. с ядерной энергетической установкой включают полётную палубу со средствами обеспечения взлёта и посадки летательных аппаратов, ангар, палубные средства технического обслуживания, средства подготовки, транспортировки авиационного оружия, радиотехнические средства и др.

Полётная палуба длиной до 340 м и шириной до 80 м защищена бронёй с противоскользким абразивным покрытием и включает зоны взлёта, посадки и парковки летательных аппаратов, а также корабельные надстройки. На некоторых кораблях зоны взлёта и посадки совмещаются. Зона взлёта длиной около 100 м расположена в носовой части и оборудована двумя паровыми

катапультами. Ещё две катапульты расположены в пределах участка торможения зоны посадки. Самолёты могут взлетать с интервалом 45 с (если на всех катапультах предварительно установлены самолёты, то взлёт их возможен поочерёдно через 15 с); ночью интервал существенно больше. Зона посадки, находящаяся с левого борта, выполнена в виде платформы, продольная ось которой в направлении от кормы к носу отклонена влево и составляет с диаметральной плоскостью корабля угол  $10,5\{\{\circ\}\}$  на авианосцах США (около  $8\{\{\circ\}\}$  на авианосце «Клемансо», Франция). Зона посадки состоит из кормового участка — от кормового среза полётной палубы до тормозного троса первого аэрофинишёра; участка размещения тормозных тросов аэрофинишёров и *аварийного барьера*; участка торможения — от троса последнего аэрофинишёра до носового среза палубы. Минимальная длина зоны посадки у авианосцев постройки 70-80-х гг. достигает 230 м.

Зона паркования предназначена для размещения летательные аппараты при их подготовке к полётам. В ней находятся системы, обеспечивающие летательные аппараты электроэнергией, топливом, жидкостями, газами, боеприпасами.

Ангарный отсек располагается под полётной палубой и занимает от 65 до 80% длины корабля по конструктивной ватерлинии, достигая 25% объёма корабля. На авианосцах 80-х гг. ангарный отсек в верхней части с бортов открыт, что улучшает условия содержания летательных аппаратов. Доставка летательных аппаратов на полётную палубу и спуск их в ангар осуществляется с помощью бортовых или палубных самолётоподъёмников. Время подъёма летательных аппаратов из ангара с помощью самолётоподъёмников 15 с. Запасы авиационного топлива на атомных авианосцах достигают 10 тысяч т, что обеспечивает непрерывное ведение боевых действий в течение 16 суток при четырёх вылетах в сутки всех имеющихся на борту летательных аппаратов.

На авианосцах 90-х гг., а также на летательных аппаратах устанавливается автоматическая радиотехническая система посадки. Система может работать в автоматическом, полуавтоматическом. (выдерживание заданной траектории планирования по показаниям индикатора или по командам оператора посадочного локатора) режимах. Используется также и система оптической визуальной посадки. В автоматическом режиме система действует с дальности 8—14 км и выводит самолёт с расчётом захвата гаком троса третьего аэрофинишёра без вмешательства лётчика и позволяет заводить на посадку самолёты с интервалом 20 с.

**Противолодочный авианосец** предназначен для поиска и уничтожения подводных лодок. В качестве противолодочных в некоторых странах используются устаревшие авианосцы периода Второй мировой войны (Аргентина, Бразилия) водоизмещением до 20 тысяч т, снабжённые полётной палубой, катапультной и рассчитанные на базирование и боевое использование до 20 противолодочных вертолётов и самолётов. Противолодочные авианосцы 1980-1985 имеют водоизмещение от 13 до 20 тысяч т, обеспечивают базирование и боевое использование 10—18 *противолодочных летательных аппаратов*. В носовой части могут иметь «трамплин» для взлёта самолётов с укороченным разбегом.

**Тяжёлый авианесущий крейсер (ТАКР)** предназначен для обеспечения боевой устойчивости корабельных группировок военно-морского флота от средств воздушного нападения и подводных лодок. Авиационно-технические средства советских ТАКР (типа «Киев», рис. 2) включают полётную палубу длиной 186 м и шириной до 24 м, расположенную под углом 7 к диаметральной плоскости корабля, состоящую из двух участков: взлётно-посадочного и технической позиции. На ТАКР могут базироваться самолет вертикального взлета и посадки типа Як-38, противолодочные и спасательные вертолёты Ка-25 или Ка-27. Водоизмещение ТАКР до 40 тысяч т, скорость до 30 узлов (56 км/ч). Вооружение: 7 пусковых ракетных комплексов, 2 спаренные артиллерийские установки среднего калибра и 8 малого, двенадцатиствольные реактивные бомбомётные установки. Экипаж 1300 человек. Советские ТАКР следующего поколения — «Адмирал флота Советского Союза Кузнецов» — имеет «трамплин», посадка самолётов обеспечивается применением тормозных устройств. Назначение этих ТАКР — противовоздушная оборона сил

флота и прибрежных районов. Водоизмещение около 60 тысяч т, наибольшая длина 300 м, ширина 70 м, скорость до 30 узлов (56 км/ч), обеспечивается базирование до 60 летательных аппаратов различных типов и назначения. Этот ТАКР способен обеспечивать взлёт и посадку на него истребителей МиГ-29 и Су-27К.

**Противолодочный вертолётносец** предназначен для поиска и уничтожения подводных лодок противника в назначенных районах или по курсу следования соединений кораблей, конвоев, десантных отрядов. Основное вооружение — корабельные противолодочные вертолёты (до 32). Водоизмещение до 40 тысяч т, скорость до 32 узлов (59 км/ч). Первоначально под вертолётносец переоборудовались устаревшие корабли, с середины 50-х гг. началось специальное их строительство. В 90-е гг. противолодочные вертолётносец имеются в военно-морских силах Великобритании и Испании.

**Противолодочный крейсер (ПКР), крейсер-вертолётносец.** — корабль специальной постройки для поиска и уничтожения подводных лодок противника. Основное оружие — противолодочные вертолёты. Водоизмещение 14—15 тысяч т, скорость до 30 узлов (56 км/ч), экипаж 600—800 человек; несёт 18—20 вертолетов. Вооружение: зенитно-ракетные комплексы средней и малой дальности, реактивные бомбомёты, гидроакустические комплексы. Полётная палуба обычно размещается в кормовой части корабля, имеет 1—2 вертолётоподъёмника, ангар. Два ПКР имеются в составе военно-морского флота нашей страны, крейсер-вертолётносец — в военно-морских силах Франции (используется преимущественно как учебный корабль). По характеристикам и боевым возможностям близки к противолодочным авианосцам. Это направление строительства кораблей дальнейшего развития не получило.

**Десантные вертолётносец** (десантно-вертолётные корабли-доки, универсальные десантные корабли, плавучие базы вертолётов и др.) — **А. к.** для транспортировки и высадки с помощью вертолётов морских десантов, а также разминирования водных акваторий с использованием вертолётов-тральщиков. Появились в военно-морских силах США в 1955. Водоизмещение десантных вертолётносецев от 9 до 39 тысяч т. Число принимаемых на корабль вертолётов от 6 до 26. Например, универсальный десантный корабль типа «Тарава» (рис. 3) имеет полное водоизмещение 39,3 тысячи тонн, ширина корабля 32,3 м, длина полётной палубы 250 м, её ширина 36 м, макс. скорость 24 узла (44 км/ч). Вооружение: 2 зенитные ракеты «Си спарроу», 3 универсальные артиллерийские установки калибра 127 мм и 6 автоматических пушек калибра 20 мм. Быструю высадку десанта (до 1800 морских пехотинцев с вооружением) обеспечивают 4 танко-десантных или 6 десантных катеров и транспортно-десантные вертолёты (до 26 вертолётов Боинг вертолёт «Си найт»). Для поддержки высадки десанта на борту этого корабля может базироваться до 10 самолетов вертикального взлета и посадки.

Большинство кораблей 80—90-х гг. (крейсера, эскадренные миноносцы, сторожевые корабли и др.) имеют по одному (реже по два) вертолёт, предназначенных для выполнения обеспечивающих задач (разведка, классификация сомнительных контактов с подводными лодками, транспортные перевозки, доставки личного состава и др.). Начало практического применения вертолётов на эсминцах и сторожевых кораблях относится к 50-м гг. На большинстве этих кораблей предусматривается палубный ангар, взлётно-посадочная площадка и система принудительной, посадки вертолёт к буксировки его в ангар. Это обеспечивает возможность эксплуатации вертолётов в условиях качки. Применение системы принудительной посадки позволяет использовать вертолёт при бортовой качке корабля до  $30^{\circ}$  и килевой до  $8^{\circ}$ . Впервые подобная система была установлена в 1963 на канадском эсминце «Ассини-бойн».

*Лит. : Белавин Н. И. Авианесущие корабли, М., 1990.*

*А. М. Артемьев, В. Н. Буторин.*

**Рис. 1. Многоцелевой авианосец «Констеллейшен» (типа «Честер У. Нимиц», США).**

Рис. 2. Тяжёлый авианесущий крейсер «Киев» (СССР).

Рис. 3. Универсальный десантный корабль типа «Тарава» (США).

**«авианка»** (Avianca — Aerovias Nacionales de Colombia) — национальная авиакомпания Колумбии. Осуществляет перевозки в страны Западной Европы и Америки. Основана в 1940. В 1989 перевезла 3,6 миллиона пассажиров, пассажирооборот 3,62 миллиарда пассажиро-км. Авиационный парк — 27 самолётов.

**авиапассажир** — лицо, которое перевозится или должно перевозиться на воздушном судне по договору воздушной перевозки. Согласно *Воздушному кодексу СССР*, **А.** допускается к перевозке при наличии билета (см. в статье *Перевозочные документы*). Он имеет право перевозить с собой детей (бесплатно или на льготных условиях в зависимости от возраста), *багаж* (в том числе ручную кладь), пользоваться другими услугами, предоставляемыми перевозчиком (например, местом в гостинице бесплатно при вынужденной задержке в пути по вине перевозчика). **А.** может отказаться от полёта и получить обратно уплаченные им деньги в случаях болезни, своей или члена семьи, следующего с ним совместно, задержки вылета из пункта отправления или замены воздушного судна судном другого типа, а также если **А.** уведомил перевозчика об отказе от полёта в предусмотренные правилами перевозок сроки (если уведомление сделано с нарушением сроков, с **А.** взимается установленный сбор).

**А.** обязан соблюдать установленные перевозчиком правила (например, порядок провоза на воздушном судне некоторых веществ и предметов, фотографирование, курение и т. п.). При невыполнении этих условий **А.**, может быть подвергнут штрафу в административном порядке и иным санкциям. Перевозчик несёт *ответственность имущественную* за причинение вреда жизни или здоровью **А.** Перевозимые на воздушных судах по внутренним воздушным линиям **А.** подлежат обязательному *страхованию воздушному*. **А.** считается транзитным, если он следует далее тем же рейсом, которым он прибыл в промежуточный аэропорт (пункт), если же он продолжает полет другим рейсом того же или иного перевозчика, то он — *трансферный А.*

Воздушная перевозка **А.** охватывает период с момента входа его на перрон аэропорта для посадки на воздушное судно и до момента, когда **А.** покинул перрон под наблюдением уполномоченных лиц перевозчика. Права и обязанности **А.** прекращаются с момента окончания воздушной перевозки либо с момента расторжения договора перевозки.

Для **А.** на международных воздушных линиях устанавливаются дополнительные правила, содержащиеся в международных конвенциях, в двусторонних соглашениях нашей страны с другими странами и в правилах международных перевозок.

**авиапредприятие транспортное** — предприятие гражданской авиации, эксплуатирующее *воздушные суда* для перевозки пассажиров, грузов и почты, а также предоставляющее другие виды авиационного обслуживания за установленную плату. **А. т.** обычно является юридическим лицом того государства, граждане или органы которого осуществляют преимущественное владение и контроль за его деятельностью.

В нашей стране на иностранные **А. т.** распространяется действующее в стране законодательство о правах и обязанностях иностранных юридических лиц, в том числе положения *Воздушного кодекса СССР*. Со странами, с которыми СССР заключены соглашения о воздушном сообщении, правовое положение иностранных **А. т.** регулируется также этими соглашениями. В большинстве стран **А. т.** образуются в форме авиакомпаний, акционерных обществ и других со смешанным (государственным и частным) или полностью частным капиталом. В некоторых крупнейших **А. т.** преобладающей является доля государственного капитала. Так, во французской авиакомпании «Эр Франс» государству принадлежит 70% всего капитала, в «Люфтганзе» (ФРГ) — 75%, в «САБЕНА» (Бельгия) — 90%. Крупнейшие **А. т.** с преобладанием частного капитала в основном находятся в США. **А. т.** обычно специализируются на выполнении определенной воздушно-транспортной

работы — авиаперевозок, международных или внутренних, регулярных или нерегулярных, пассажирских, грузовых или вспомогательных, магистральных или местных.

На начало 1990 в мире насчитывалось 592 А. т. Число А. т. в каждой стране разное — от единиц до нескольких десятков, при этом наибольший объём воздушно-транспортной работы в каждой стране выполняется несколькими самыми крупными из них. Так, во Франции три А. т. («Эр Франс», «ЮТА» и «Эр интер») выполняют 95% общего объёма перевозок всех французских А. т.; «ДЖАЛ» (Япония) — свыше 60% всех пассажирских перевозок японских А. т. А. т., как правило, являются национальными предприятиями. Однако существуют и многонациональные А. т., например «САС» (консорциум скандинавских стран Дании, Швеции и Норвегии). Самолётный парк А. т. может состоять из воздушных судов различного типа в зависимости от рода выполняемой воздушно-транспортной работы. Руководство деятельностью А. т. осуществляют президент, вице-президент, председатель административного совета, генеральный директор и его заместители.

Эффективность производственно-коммерческой работы А. т., осуществляющих международные перевозки, в большой степени зависит от деятельности её отделений (представительств), которые, как правило, имеются во всех странах, куда совершают полёты самолёты данного А. т. Указанные отделения, в зависимости от объёма перевозок и согласия соответствующих государственных органов страны пребывания, могут быть организованы и оформлены как представительства, производственные отделы, пассажирские и грузовые агентства, оперативные группы. А. т. могут обладать служебными и техническими сооружениями, включая ремонтные мастерские, ангары, центры обучения, комбинаты питания и др. Инженерно-технический состав А. т., располагая таким техническим комплексом, имеет возможность производить любые операции по осмотру, контролю и ремонту самолётов. Крупные А. т., как правило, имеют свой собственный учебный центр, который занимается подготовкой лётного состава и обслуживающего персонала (диспетчеры, бортпроводники и др.). Для обеспечения нормального функционирования А. т. имеет следующие основные службы: коммерческую службу (разрабатывает, организует и осуществляет всю программу коммерческой деятельности, обеспечивающую рентабельность А. т., занимается изучением конъюнктуры рынка, тарифов); техническую службу (обеспечивает постоянную исправность парка воздушных судов, организует техническое обслуживание воздушных судов, их ремонт, снабжение, занимается научно-техническими вопросами в области технической эксплуатации); оперативную службу (организует и контролирует наземное обслуживание перевозок, обеспечение бортпроводниками, ГСМ и др.); лётную службу (её обязанности — подготовка и организация деятельности лётного состава, проверка его квалификации и обеспечение безопасности полётов); административную службу (кадры, их подготовка, расстановка, хозяйственная деятельность, охрана, контроль капиталовложений и закупок, финансы).

В обычное время А. т. полностью распоряжается принадлежащим ей парком воздушных судов. Однако в статуте А. т. оговаривается, что в условиях чрезвычайного положения воздушные суда полностью или частично вместе с лётным и инженерно-техническим составом (в зависимости от потребности) могут быть переданы в распоряжение соответствующего управления военного министерства страны для выполнения военно-транспортных задач. Государство осуществляет контроль за деятельностью А. т. через государственные органы, которые следят за пополнением парка воздушных судов, в особенности в случае приобретения воздушных судов иностранного производства за валюту. Как правило, в своём государстве А. т. не пользуются никакими экономическими привилегиями и уплачивают все положенные налоги. Все чаще основное финансирование закупки воздушных судов, а также оплата расходов, связанных с эксплуатацией аэропортов, достаточно дорогого оборудования для систем управления воздушным движением и обеспечения безопасности полётов, осуществляется за счёт А. т., которые, в свою очередь, перекладывают расходы по этим статьям на клиентуру. Контролирующий государственный орган регулирует также экономические вопросы авиаперевозок, выполняемых А. т. Он выдаёт А. т. свидетельства на право перевозок на внутренних и международных авиалиниях, утверждает

тарифы, выдаёт субсидии, ведёт учёт данных экономической деятельности **А. т.**, регулирует вопросы их слияния, передачи управления и некоторые спорные вопросы взаимоотношений между ними. Для сведения к минимуму конкуренции **А. т.** некоторые страны разграничивают географические зоны деятельности **А. т.**, что укрепляет их позиции в конкурентной борьбе с **А. т.** третьих стран. Предоставляя **А. т.** большую самостоятельность в осуществлении их деятельности по выполнению перевозок, государство стремится смягчить и ограничить конкуренцию между национальными авиакомпаниями. Прежде всего это выражается в распределении воздушно-транспортных рынков между **А. т.**, каждое из которых, как правило, работает в своей собственной сфере. Государства часто прибегают к такой мере воздействия на деятельность **А. т.**, как регулирование состава парка воздушных судов.

Крупнейшими зарубежными **А. т.** являются авиакомпании США «Американ эрлайнс», «Дельта эрлайнс», «Юнайтед эрлайнс», «Ю. Эс. эр», «Нортуэст эрлайнс», «Континентал эрлайнс», каждая из которых имеет от 300 до 500 самолётов и перевозит 35—70 миллионов пассажиров в год. Ведущие европейские **А. т.** — «Бритиш эруэйс» (Великобритания), «Люфтганза» (ФРГ), «САС» (Швеция, Дания и Норвегия), «Алиタリア» (Италия). Самолётный парк этих **А. т.** насчитывает от 60 до 200 самолётов; объем перевозок 10—25 миллионов пасс., в год. В числе ведущих **А. т.** находятся «Олл Ниппон Эрэйс» и «ДЖАЛ» (Япония), «Канейдиан эрлайнс» и «Эр Канада» (Канада), «Гаруда Индонезия» (Индонезия), «Индиак эрлайнс» (Индия), «Кориан эр» (Республика Корея), «Саудиа» (Саудовская Аравия) и др. Многие **А. т.**, осуществляющие регулярные международные воздушные перевозки, являются членами Международной ассоциации воздушного транспорта (ИАТА), в рамках которой они регулируют вопросы установления и согласования авиатарифов, распределения рынков воздушно-транспортной работы и т. п.

*Г. М. Тавлинцев, В. С. Грязнов.*

**авиахим** — массовая добровольная общественная организация граждан СССР, существовавшая в 1925—1927; объединение *Общества друзей воздушного флота* и Доброхима. Первое значительное мероприятие **А.** — проведение крупного для того времени (1925) перелёта группы из 6 самолётов по маршруту Москва — Улан-Батор — Пекин. В задачу перелёта входила всесторонняя проверка надёжности отечественных самолётов и двигателей, а также тщательное изучение трассы будущих воздушных сообщений (см. Перелёты). В том же году **А.** совместно с Управлением ВВС и «Добролётом» провёл агитационную кампанию по ознакомлению населения с авиацией. В различные районы Советского Союза, главным образом в наиболее отдалённые от промышленных и культурных центров, были одновременно направлены 55 самолётов. Многие тысячи советских людей получили возможность впервые увидеть самолёт и совершить непродолжительные полёты в качестве пассажиров. **А.** провёл в Крыму третьи Всесоюзные планёрные соревнования (1925), организовал ряд перелётов (1926), передал стране 159 военных и гражданских самолётов, построенных на добровольные денежные взносы советских граждан. Общество имело 72 клуба, 2 тысячи библиотек, около 1000 авиахимкружков. В 1927 **А.** объединился с Обществом содействия обороне в *Осоавиахим*.

**авиационная бомба** — боеприпас для поражения объектов (целей) на земле и в воде, доставляемый в район цели самолётом или другим летательным аппаратом (носителем). После отделения **А. б.** от носителя ее дальнейшее движение к цели осуществляется по закону свободного падения либо с применением систем наведения. **А. б.** состоит из корпуса сигарообразной, цилиндрической, сферической или иной формы, аэродинамического оперения (или без него), боевого заряда, взрывателя (взрывательного устройства), тормозного устройства (у **А. б.**, предназначенной для бомбометания с малых высот) и приборов управления (у управляемых **А. б.**). В качестве тормозных устройств используют парашют, пороховой ракетный двигатель или раскрывающийся стабилизатор зонтичного типа (тормозное устройство уменьшает скорость и увеличивает время падения сброшенной **А. б.**, что позволяет летательному аппарату уйти на безопасное расстояние от точки взрыва). Для подвески **А. б.**, как правило, снабжаются ушками. Существуют различные типы бомб: фугасные, бетонобойные, осколочные, противотанковые, зажигательные и др., а также

комбинированного действия, например, осколочно-фугасные, фугасно-зажигательные и др.; могут быть монолитными и кассетными. Кроме **А. б.** для поражения целей (**А. б.** основного назначения) применяются также бомбы вспомогательного назначения — осветительные, фотографические, дымовые, ориентирно-сигнальные, практические и др.

**Фугасные А. б.** (рис. 1) снаряжаются боевыми зарядами из сильного взрывчатого вещества, например тротила, смеси тротила с гексогеном и пр. Они наносят поражение объекту (цели) главным образом взрывной ударной волной и применяются для разрушения оборонительных сооружений, военно-промышленных объектов, железно-дорожных узлов, мостов, кораблей и т. п. Масса (калибр) фугасных **А. б.** обычно 100—1400 кг. В войне во Вьетнаме (1965—1975) США применяли фугасные **А. б.** массой 6800 кг.

Разновидностью фугасных **А. б.** являются бомбы так называемого объёмного взрыва. В такой **А. б.** в качестве взрывчатого вещества используются сжиженные легкокипящие органические вещества. При взрыве бомбы подрывом диспергирующего заряда обеспечивается распыление углеводородного горючего, которое в смеси с воздухом образует взрывчатое облако. Подрывом детонирующего заряда производится взрыв облака. Мощность взрыва такой бомбы значительно превышает мощность взрыва фугасной бомбы равной массы. При взрыве облака создаётся избыточное давление во фронте ударной волны, способное поражать живую силу в укрытиях, разрушать прочные инженерные сооружения, подрывать противотанковые и противопехотные мины — уничтожать минные поля.

**Бетонобойные А. б.** являются разновидностью фугасной бомбы и предназначены для разрушения железобетонных укреплений и взлетно-посадочных полос. В отличие от фугасной бетонобойная **А. б.** имеет более прочный корпус и утолщённую термически обработанную головную часть, благодаря чему она при наличии достаточной кинетической энергии пробивает бетонную преграду и взрывается в запреградном пространстве. Бомбы, сбрасываемые с малых высот, снабжаются тормозным устройством и реактивным ускорителем, который после срабатывания тормозного устройства сообщает **А. б.** необходимую для пробивания преграды кинетическую энергию. Масса 25—550 кг. В 80-х гг. появились бетонобойные **А. б.** без ускорителя, с тандемной боевой частью. Пробивание преграды обеспечивает расположенный в передней части **А. б.** кумулятивный заряд. В образовавшееся отверстие проникает основной фугасный заряд. Масса 15—25 кг.

**Осколочные А. б.** (рис. 2) предназначены для поражения расположенной вне укрытий живой силы, легкобронированной техники, автоколонн, самолётов на аэродромах, артиллерии, радиолокационные станции и т. п. Снабжаются обычным фугасным зарядом. Необходимая осколочность обеспечивается рифлением корпуса, размещением в корпусе спиралей из стальной ленты с насечками, заливкой стальных шариков диаметром 5—10 мм в стенки корпуса, отливаемого из лёгкого сплава, и другими способами. Масса 0,5—125 кг.

**Осколочно-фугасная А. б.** представляет собой осколочную **А. б.** с усиленным фугасным действием. Масса 100—250 кг.

**Противотанковые А. б.** применяются для поражения бронетанковой техники. Их масса обычно невелика; 0,5—2 кг. Поражающее действие обеспечивается применением кумулятивного заряда.

**Зажигательные А. б.**, применяются для поражения огнём живой силы, военно-промышленных объектов, железно-дорожных станций и т. п. Для снаряжения **А. б.** малого калибра используются твёрдые горючие смеси на основе оксидов различных металлов, развивающие при горении температуру 2000—3000{°}С. В качестве снаряжения для **А. б.** больших калибров обычно применяются вязкие смеси на основе загущенных нефтепродуктов. Для разбрасывания вязких смесей и их зажигания **А. б.** снабжены разрывным зарядом и поджигающим (обычно фосфорным) патроном. Масса от 0,5 до 500 кг.

**Кассетные А. б.** представляют собой тонкостенные корпуса (кассеты), снаряжённые большим

числом бомб и (или) мин малого калибра (0,2—25 кг), называемыми кассетными боевыми элементами (осколочные, противотанковые, зажигательные, бетонобойные и др.). После отделения от носителя на заданной высоте происходит вскрытие кассеты и выброс боевых элементов. Масса 60—900 кг. Возможно также рассеивание боевых элементов из несбрасываемых кассет, называемых авиационными контейнерами, из отсеков которых можно производить как одновременный, так и последовательный выброс боевых элементов.

**Осветительные А. б.** применяются для освещения цели при ночном бомбометании. Снаряжаются осветительным составом, который после сбрасывания бомбы загорается на заданной высоте. Имея небольшой парашют, **А. б.** медленно опускается, освещая местность в течение нескольких минут.

**Фотографические А. б.** предназначены для ночного аэрофотографирования. Обеспечивают необходимую при фотографировании кратковременную мощную вспышку света.

**Дымовые А. б.** применяются для постановки дымовых завес с целью ослепления противника и снижения эффективности управляемого им оружия. Снаряжаются зарядом, при горении которого образуется дымовой состав, непрозрачный как в видимой части спектра, так и в той части, которая используется для управления различными видами оружия.

**Ориентирно-сигнальные А. б.** применяются для целеуказания, аэронавигация и в других целях. Снаряжаются составами, при горении которых в течение заданного времени образуется дым и факел пламени.

**Практические А. б.** применяются для обучения лётного состава приёмам бомбометания. Место падения бомбы обозначается дымом и пламенем.

В конце Второй мировой войны ВВС США сбросили на японские города Хиросима и Нагасаки две атомные бомбы с тротильным эквивалентом 20 тысяч т каждая. При атомной бомбардировке этих городов пострадало около 500 тысяч человек.

*О. К. Каверин, А. Г. Ковалёв.*

Рис. 1. Английская фугасная авиационная бомба калибра 250 кг для сброса с малых высот с раскрывающимся тормозным устройством.

Рис. 2. Французская осколочная авиационная бомба калибра 125 кг, снабжённая взрывателем с упреждающим штоком для надземного подрыва.

**Авиационная промышленность** — отрасль промышленности, осуществляющая научные исследования, разработки, опытное строительство, испытания и серийное производство летательных аппаратов, авиационных двигателей, бортовых систем и оборудования. Поставщиками многих комплектующих изделий для **А. п.** являются радиотехническая, электронная и другие отрасли промышленности. Авиация, зародившаяся в начале XX в. — в США первый полёт братьев *Райт* на самолёте состоялся 17 декабря 1903, а первыми в Европе были полёты *Сантоса-Дюмока* в сентябре — ноябре 1906, — развивалась столь бурными темпами, что уже в первом десятилетии века встал вопрос о её практическом, в то время исключительно военном, применении и организации промышленного производства летательных аппаратов. Первые специализированные предприятия (мастерские, заводы, фирмы), осуществлявшие как индивидуальное изготовление самолётов, так и многократное воспроизводство отдельных образцов, то есть выпуск их партиями или сериями, появились в промышленно развитых странах в 1906—1910.

**Авиационная промышленность России.** Создатели первых летавших отечественных самолётов *А. С. Кудашев*, *И. И. Сикорский*, *Я. М. Гаккель* и многие другие строили свои летательные аппараты в кустарных условиях. Возникновение **А. п.** в России относится к 1909—1911, когда производство самолётов начали осваивать московский завод «Дукс», «Первое Российское товарищество воздухоплавания *С. С. Щетинин и К<sup>о</sup>*» (ПРТВ) и *Русско-Балтийский вагонный*

завод (РБВЗ) в Петербурге. Несколько позднее основали свои заводы А. А. Анатра в Одессе (см. «Анатра») и В. А. Лебедев в Петербурге (см. «Лебедь»). Эти предприятия стали наиболее крупными в России поставщиками самолётов для военного ведомства. Все они, как и ряд других более мелких предприятий, были заняты выпуском самолётов преимущественно иностранных моделей.

Оборудование заводов и технология производства были рассчитаны в основном на деревянную конструкцию самолётов с полотняной обшивкой и ограниченным применением металлических узлов и деталей. Многие материалы, полуфабрикаты и готовые изделия (приборы и т. п.) покупались за границей. Двигателестроительные заводы «Гном и Рон» и «Сальмсон» в Москве, «Дека» в Александровске (ныне Запорожье) и некоторые другие, строившие главным образом поршневые двигатели зарубежных образцов; выпускали их в недостаточных количествах, и в большинстве своём они также приобретались за рубежом. Свои усовершенствованные конструкции поршневых двигателей были созданы на заводе «Мотор» (К-60 и К-80 Т. Ф. Калепа) и РБВЗ (РБЗ-6 В. В. Киреева), но их производство также было весьма ограниченным.

Выпуск самолётов значительно возрос в годы Первой мировой войны. В начале её Россия по числу военных самолётов (263) не уступала другим воюющим сторонам. И в ходе войны парк русской армии пополнялся главным образом самолётами иностранных моделей, но поставлялись они в большей своей части российскими заводами. Из самолётов отечественных конструкторов изготавливались лишь тяжёлые бомбардировщики «Илья Муромец» Сикорского (РБВЗ) и летающие лодки М-5 и М-9 Д. П. Григоровича (ПРТВ; см. *Григоровича самолёты*). Эти самолёты обладали высокими для своего времени лётно-техническими характеристиками и определяли передовые позиции России в данных видах авиации. Однако ряд других отечественных самолётов, хорошо проявивших себя на предвоенных конкурсах, не были приняты на вооружение и серийно не строились. Производство самолётов не обеспечивало потребностей в них фронта. В 1917 в России работало около 20 самолёт- и двигателестроительных предприятий с общей численностью персонала около 11 тысяч человек. В 1914—1917 было выпущено 5012 самолётов и 1511 авиадвигателей.

**Авиационная промышленность СССР.** Экономический упадок в стране в период Гражданской войны и интервенции отразился и на состоянии **А. п.** Многие авиастроительные предприятия были закрыты, производительность действовавших заводов упала. В 1918 была начата национализация **А. п.**, и 31 декабря 1918 при Высшем совете народного хозяйства РСФСР образовано Главное правление авиапромышленных заводов (Главкоавиа). О большом значении, придававшемся развитию авиации, свидетельствует учреждение (1 декабря 1918) в тот тяжёлый для страны период *Центрального аэрогидродинамического института* (ЦАГИ), призванного обеспечить разработку фундаментальных основ и практических рекомендаций для будущего развития авиационной науки и техники. 16 июня 1920 постановлением Совета Труда и Оборона (СТО) заводы **А. п.** по очередности комплектования и снабжения топливом, сырьём и полуфабрикатами приравнивались к наиболее важной группе оружейных и патронных заводов, а 17 ноября СТО постановил мобилизовать и направить в **А. п.** работавших в ней ранее инженеров, техников и квалифицированных рабочих. За годы Гражданской войны авиастроительные предприятия отремонтировали 1574 самолёта и 1740 авиадвигателей, изготовили 669 самолётов и 270 авиадвигателей. С переходом к мирному строительству был взят твёрдый курс на быстрое восстановление **А. п.** страны и её воздушного флота. 26 января 1921 СТО учредил комиссию по разработке программы-максимум по «воздухоплаванию и авиастроительству», а 5 декабря 1922 утвердил трёхлетнюю программу восстановления и расширения предприятий **А. п.** Работу с населением по сбору средств на развитие советской авиации и **А. п.** проводили *Общество друзей воздушного флота* и общество «Добролёт».

В начале 20-х гг. формируются первые в СССР самолётостроительные конструкторские бюро, начинает развиваться опытное строительство и серийное производство отечественных самолётов. При участии специалистов ЦАГИ были построены экспериментальный самолёт «КОМТА» и

опытный пассажирский самолёт АК-1. В 1923 на Государственном авиационном заводе № 1 (ГАЗ М 1; бывший «Дукс») под руководством *Н. Н. Поликарпова* были созданы самолёт-разведчик Р-1 и истребитель И-1, поступившие в серийное производство (см. Поликарпова самолёты). К выпуску Р-1 (в том числе в морском варианте МР-1) позднее подключился и восстановленный завод «Лебедь» (ГАЗ № 10) в Таганроге (один из бывших заводов Лебедева). Также в 1923 ГАЗ № 3 «Красный лётчик» в Петрограде приступил к серийному изготовлению учебного самолёта У-1. На этом же заводе возобновил свою конструкторскую деятельность Григорович, выпустив летающую лодку М-24. В 1925—1926 ГАЗ № 1 построил 10 пятиместных пассажирских самолётов ПМ-1.

В 1922 в РСФСР было освоено производство кольчугалюминия, что позволило приступить к организации металлического самолётостроения. В том же году под председательством *А. Н. Туполева* при ЦАГИ образуется Комиссия по постройке металлических самолётов и (также в ЦАГИ) создаётся возглавляемое им конструкторское бюро. Начав с постройки опытных машин АНТ-1 (смешанной деревянно-металлической конструкции) и АНТ-2 (цельнометаллические конструкции), это конструкторское бюро выпустило в 1925 цельнометаллические разведчик Р-3 и двухмоторный тяжёлый бомбардировщик ТБ-1 (см. статью *Ту*). Серийное производство цельнометаллических самолётов первыми освоили тогда московский ГАЗ № 5 «Самолёт» и завод № 22, образованный в Москве (в Филях) на месте ранее существовавшего там концессионного авиационного завода фирмы «Юнкерс».

Успехи советского самолётостроения позволили в 1925 отказаться от закупки самолётов за рубежом. Во второй половине 20-х гг. **А. п.** СССР, переданная с 1925 в ведение Государственного треста авиационной промышленности (Авиатреста) ВСНХ СССР, значительно расширила разработки и выпуск авиационной техники. В серийное производство поступили истребители И-2, И-2бис, И-3, И-4, разведчик Р-5, победивший на международном конкурсе самолётов этого класса в Тегеране, учебный самолёт У-2, ставший в последующие годы наиболее массовым самолётом в стране. На Ремонтно-воздушном заводе в Киеве *К. А. Калинин* построил свой первый (опытный) пассажирский самолёт К-1, а затем продолжил работы в этой области в конструкторском бюро при Харьковском авиационном заводе (см. *Калинина самолёты*). В этот же период в системе *Осоавиахима* начал свою конструкторскую деятельность *А. С. Яковлев*, который сначала в основном работал над созданием лёгких спортивных самолётов (см. статью *Як*). В целях координации опытных работ в области авиастроения в 1926 при Авиатресте было образовано Центральное конструкторское бюро с опытными отделами, базировавшимися на серийных заводах, а в 1930 его производственной базой стал *Московский авиационный завод № 39*. На этом же заводе в 1929—1931 работало *ЦКБ-39* ОГПУ, где под руководством Поликарпова и Григоровича был создан истребитель И-5.

Развитие советского авиадвигателестроения в 20-е гг. первоначально было направлено на освоение серийного производства зарубежных образцов всё более высокой мощности с использованием отечественных материалов и технологии и внесением в их конструкцию различных усовершенствований. Были выпущены поршневые двигатели М-4, М-5, М-6, М-22, М-17 и их модификации в диапазоне взлётной мощности от 169 до 537 кВт. Производство авиадвигателей велось на московских заводах «Икар» (бывший «Гном и Рои») и «Мотор» (в 1927 они объединились, образовав завод № 24 имени М. В. Фрунзе), ленинградском заводе «Большевик» (бывший Обуховский завод), на заводах в Запорожье (бывший «Дека») и Рыбинске (это предприятие в своё время планировалось как автозавод «Русский Рено»). К 1926 на заводе «Мотор» *А. Д. Швецовым* был создан первый советский авиадвигатель — поршневой двигатель М-11 мощностью 80,9 кВт, использовавшийся на протяжении нескольких десятилетий в легкомоторной авиации. Под руководством *А. А. Бессонова* были разработаны поршневые двигатели М-15 и М-26.

Выпуск самолётов неуклонно нарастал. Если в 1921 и 1922 было построено по несколько десятков машин, то в конце 20-х гг. объёмы производства достигли 800—900 самолётов в год. В 1928 СССР

впервые принял участие в международной авиационной выставке — в Берлине в числе других советских экспонатов были самолёты АНТ-3, У-2, К-4. Отечественная авиационная техника успешно прошла проверку в дальних *перелётах* Москва — Улан — Батор — Пекин (самолёты Р-1, Р-2, АК-1; 1925), Москва — Токио и обратно (АНТ-3; 1927), Москва — Нью-Йорк через Сибирь и Аляску (АНТ-4; 1929) и на ряде других протяженных маршрутов.

Бурными темпами советское авиастроение развивалось в 30-х гг. Широким фронтом шло укрепление научно-исследовательской и опытно-конструкторской и производственной базы отрасли. Были образованы *Центральный институт авиационного моторостроения* (ЦИАМ) и *Всесоюзный научно-исследовательский институт авиационных материалов* (ВИАМ), новая более мощная экспериментальная база была сооружена в ЦАГИ. Плодотворно продолжало работать конструкторское бюро Туполева, которое в основном проводило разработки самолётов тяжёлой весовой категории. Здесь были созданы бомбардировщики ТБ-3, С Б, ТБ-7; рекордные самолёты АНТ-25 и АНТ-37, на которых были выполнены выдающиеся дальние перелёты экипажей В. П. Чкалова, М. М. Громова, В. С. Гризодубовой; морские самолёты АНТ-27, АНТ-44; гигантские для того времени самолёты АНТ-14 «Правда» и АНТ-20 «Максим Горький» и многие другие. В этом конструкторском бюро начиналась деятельность *А. А. Архангельского*, *В. М. Мясищева*, *В. М. Петлякова*, *А. И. Путилова*, *П. О. Сухого* и других авиаконструкторов. В 1936 конструкторское бюро Туполева с заводом опытных конструкций выделились из ЦАГИ, образовав опытный завод № 156.

Другой крупной конструкторской организацией стало ЦКБ Всесоюзного авиационного объединения. В августе 1931 ЦКБ подчинили ЦАГИ, где его возглавил *С. В. Ильюшин*, но с 1933 оно снова стало базироваться на заводе № 39 и специализировалось в основном на разработке самолётов более легких классов, Здесь работали Поликарпов, Яковлев, *Г. М. Бериев*, *С. А. Кочеригин*, *В. А. Чижевский*, *В. П. Яценко* и другие авиаконструкторы. В ЦКБ были созданы такие известные самолёты, как истребители И-15 и И-16, гидросамолёт МБР-2 (см. статью *Бе*), бомбардировщик ДБ-3 (см. статью *Ил*) и др.

В развитие ранее принятых решений о строительстве и реконструкции предприятий авиаиндустрии в 30-х гг., были введены в строй самолётостроительные заводы в Горьком, Воронеже (№ 18), Иркутске, Новосибирске, Комсомольске-на-Амуре, Казани (№ 124), авиадвигательные заводы в Перми, Воронеже (№ 16), Казани (№ 27). В числе новостроек были также агрегатные и приборные авиационные заводы. Многие предприятия **А. п.** создавались на базе авиаремонтных мастерских и заводов, а также предприятий другого профиля. На такой основе были образованы самолётостроительные заводы в Арсеньеве (Приморский край), Смоленске, Саратове, Долгопрудном (бывший «*Дирижаблестрой*») и Химках (№ 301) Московской области. Ленинграде (№ 47 и № 387). Ряд организаций авиастроения находился в ведении Гражданского военного флота. В их числе конструкторское бюро, входившее в НИИ ГВФ и возглавлявшееся сначала Путиловым, а затем *Р. Л. Бартини*, самолётостроительные заводы в подмосковных Тушине (№ 62) и Химках (№ 84), двигателестроительный завод в Тушине (№ 163) и другие предприятия. В 1936 авиастроительные заводы Гражданского военного флота начали передаваться в **А. п.** В 1932 был образован Государственный институт проектирования авиазаводов (Гипроавиа), а в 1936 в систему **А. п.** был переведён Центральный институт труда (впоследствии *Научно-исследовательский институт авиационной технологии и организации производства* — НИАТ).

В марте 1934 СТО принял решение о дальнейшей децентрализации опытного конструирования в области авиастроения, что способствовало расширению опытно-конструкторских работ в отрасли. Получил опытную производств. базу Яковлев; в его конструкторском бюро были разработаны массовые учебно-тренировочные самолёты УТ-1 и УТ-2. Многие ведущие специалисты ЦКБ возглавили новые конструкторские организации, а на заводе № 39 осталось конструкторское бюро Ильюшина. Большинство новых конструкторских бюро организовывалось при серийных заводах, что, с одной стороны, обеспечивало разработчикам производств. базу для постройки и доводки опытных образцов, а с другой — непосредственное их участие во внедрении новой авиационной

техники в серийное производство. В таких конструкторских бюро работали Бериев в Таганроге, Путилов и Яценко в Тушине, Архангельский в Москве (завод № 22), Григорович, *И. Г. Неман*, Сухой в Харькове, *А. С. Москалёв* в Воронеже и т. д. На различных предприятиях продолжил свою деятельность Поликарпов. Аналогичная практика получила распространение и в двигателестроении. В решении Реввоенсовета от 17 июля 1933 отмечалось отставание отечественного авиадвигателестроения и указывалось на необходимость принятия срочных мер по расширению опытных баз в этой области. В 30-х гг. в СССР был создан ряд авиационных поршневых двигателей в широком диапазоне мощности от 500 до 1000 кВт и более. Первым отечественным авиадвигателем большой мощности стал поршневой двигатель М-34 (558—938 кВт в различных модификациях), разработанный *А. А. Микулиным* в ЦИАМ. М-34 (ЛАГ-34) успешно выдержал проверку в длительных перелётах рекордного самолёта АНТ-25 и был применен на ряде серийных самолётов. Его развитием стали поршневые двигатели АМ-35 и АМ-38, созданные Микулиным в конструкторском бюро, которое он возглавил на заводе имени М. В. Фрунзе. Продолжалась также постройка авиадвигателей по лицензиям, причём исходный образец давал, как правило, начало семейству двигателей усовершенствованной, по существу новой, конструкции и увеличенной мощности. Под руководством *В. Я. Климова* на заводе в Рыбинске был освоен поршневой двигатель М-100, а затем разработаны М-103 и М-105 (см. статью *ВК*). На заводе в Запорожье *А. С. Назаров* внедрил в серию поршневых двигателей М-85, затем его модификации М-86 и М-87, а дальнейшим их развитием стали созданные там же под руководством *С. К. Туманского* и *Е. В. Урмина* М-88 и М-89. Образованное в Перми конструкторское бюро Швецова обеспечило сдачу в производство лицензионных поршневых двигателей М-25 и М-62, а затем разработало оригинальный М-82 (см. статью *АШ*).

Значительному совершенствованию подверглась технология авиастроения. Внедрение прогрессивных технологических процессов (пневматическая клёпка, точная штамповка, прессование, электросварка и др.), а также плазово-шаблонного метода сборки позволило решить задачу организации крупносерийного производства авиационной техники.

Первоочередная задача состояла в укреплении обороноспособности страны, поэтому основные усилия были направлены на наращивание выпуска боевых самолётов. Масштабы их производства достигли весьма значительных размеров. Например, в 1934—1941 было построено свыше 6500 истребителей И-35, И-15бис и И-153, примерно столько же бомбардировщиков СБ и около 9000 истребителей И-16. С начала 30-х гг. стало набирать темпы и производство пассажирских самолётов. Парк гражданской авиации пополнили самолёты К-5 (их было изготовлено больше, чем других в этом классе, — свыше 260), *ПС-9*, *АИР-6*, *ХАИ-1*, «*Сталь-2*» и «*Сталь-3*», *ПС-35*, *ПС-84* (*Ли-2*), ряд гражданских модификаций военных самолётов. Строилось большое число опытных и экспериментальных образцов авиационной техники (см. *Экспериментальные летательные аппараты*), что обогащало теорию и практику авиастроения и в немалой степени способствовало становлению СССР как ведущей авиационной державы. В 1938 было учреждено звание Героя Социалистического Труда, и среди первых, кто его удостоился, были авиаконструкторы Поликарпов, Яковлев, Микулин, Климов. Большой вклад в становление советской **А. п.** внесли *П. А. Богданов*, *Н. П. Горбунов*, *П. И. Баранов*, *Г. К. Орджоникидзе*. В 30-х гг. **А. п.** вышла из подчинения ВСНХ СССР и находилась в ведении наркоматов тяжёлой (с января 1932) и оборонной (с декабря 1936) промышленности, а 11 января 1939 был образован наркомат авиационной промышленности (НКАП). Первым наркомом **А. п.** был *М. М. Каганович* (1939—1940).

Охватившая страну во второй половине 30-х гг. волна репрессий затронула и **А. п.** По необоснованным обвинениям были арестованы Туполев, Калинин, Петляков, Путилов, Неман, Мясищев, Бартини, Чижевский, *Б. С. Стечкин*, *А. Д. Чаромский*, *А. И. Некрасов*, *Н. М. Харламов*, *В. П. Баландин* и многие другие видные учёные, конструкторы и руководители предприятий **А. п.** Такая же участь постигла *С. П. Королёва* и *В. П. Глушко*, чьи пионерские работы по ракетным летательным аппаратам и двигателям могли ускорить развёртывание экспериментальных исследований в области реактивной авиации. В ЦКБ-29 НКВД находившиеся в заключении конструкторы продолжали разработку новых самолётов, в том числе бомбардировщиков «100» и

«103», известных впоследствии как *Пе-1* и *Ту-2*.

Перед лицом нарастающей военной угрозы в 1939 был принят ряд важных решений о разработке новых самолётов, реконструкции и техническом перевооружении существующих авиационных заводов и строительстве новых предприятий. Были образованы конструкторские бюро, которые возглавили *А. И. Микоян*, *С. А. Лавочкин*, *Сухой*; создан *Лётно-исследовательский институт* (ЛИИ). В 1940 в **А. п.** было переведено 30 тысяч высококвалифицированных рабочих из других отраслей и направлено 4 тысячи инженеров и техников из учебных заведений. В НКАП передавались заводы из других ведомств. В 1940 в серийное производство был запущен ряд новых, отвечающих возросшим тактико-техническим требованиям боевых самолётов. Только за 1940 и первую половину 1941 было выпущено свыше 12 тысяч боевых самолётов, однако в их числе новых машин построено сравнительно мало: истребителей *МиГ-1* — 100, *МиГ-3* — 1309, *Як-1* — 399, *ЛаГГ-3* — 322, штурмовиков *Ил-2* — 249, бомбардировщиков *Пе-2* — 460. Не все намеченные планы удалось осуществить до нападения фашистской Германии на СССР.

Начало Великой Отечественной войны поставило перед **А. п.** задачу резкого увеличения объёмов производства для снабжения фронта необходимым количеством авиационной техники. Однако неблагоприятный ход войны на первом её этапе чрезвычайно осложнил работу **А. п.** вследствие вынужденной эвакуации в июле — ноябре 1941 большого числа авиастроительных предприятий из западных и центральных районов страны. Местами их новой дислокации стали Куйбышев, Казань, Чкалов (ныне Оренбург), Уфа, Омск, Новосибирск, Иркутск, Тбилиси, Ташкент и другие города. Всего было перебазировано около 85% предприятий **А. п.** страны. И если в июле — сентябре производительность выпуска самолётов возросла в 1,5—2 раза по сравнению с первым полугодием 1941, достигнув 1500—2000 и более машин в месяц, то с октября производство самолётов стало сокращаться и упало до 600 в декабре. Однако по мере обустройства и возобновления работы перебазированных предприятий на новых местах производство авиационной техники, главным образом новых типов, стало непрерывно нарастать. После разгрома немецко-фашистских войск под Москвой на территории эвакуированных из столицы заводов НКАП создавались новые, которые быстро налаживали выпуск самолётов и авиадвигателей. В 1942 в Москву стали возвращаться из эвакуации авиастроительные конструкторские бюро и НИИ. По мере освобождения оккупированных районов восстанавливались предприятия **А. п.** и в других городах.

В ходе войны в серийное производство поступили много усовершенствованные образцы боевых самолётов — *Як-7Б*, *Як-9*, *Як-3*, *Ла-5*, *Ла-5Ф*, *Ла-5ФН*, *Ла-7*, двухместный вариант *Ил-2*, *Ил-10*, *Ту-2* и др. Необходимость значительного увеличения выпуска авиационной техники потребовала применения лоточной и поточно-конвейерной сборки самолётов и двигателей, а также другой высокопроизводительных технологических процессов. Самолёты многих типов строились тысячами и десятками тысяч экземпляров. До конца войны с Германией (до середины 1945) было выпущено (округлённо): штурмовиков *Ил* — 39 тысяч, истребителей *Як* — 36 тысяч, *ЛаГГ* и *Ла* — 22 тысячи, *МиГ* — 3,3 тысячи, бомбардировщиков *Пе-2* — 11 тысяч, *ДБ-3* (*Ил-4*) — 6,5 тысяч, *Ту-2* — 0,8 тысяч. Основная нагрузка по выпуску штурмовиков легла на заводы в Куйбышеве (№ 1 и № 18) и Москве (№ 30), массовое производство истребителей вели заводы в Горьком, Новосибирске, Саратове, Тбилиси, Омске (№ 166), Тушине (№ 82), Москве (№ 381), а поставку бомбардировщиков обеспечивали главным образом заводы Казани (№ 22), Иркутска, Комсомольска-на-Амуре, Москвы (№ 23). В больших количествах строились транспортные самолёты *Ли-2* (в Ташкенте), учебно-тренировочный самолёт *УТ-2* (в Арсеньеве, Волжске, Ростове, Чкалове), многоцелевой самолёт *По-2* (на заводе № 387 в Казани и на других заводах). В предвоенные и военные годы производились также бомбардировщики *ТБ-7* (*Пе-8*), *Ер-2*, многоцелевые самолёты *Як-4*, *Су-2*, транспортный самолёт *Ще-2* (конструкции *А. Я. Щербакова*) и др.

Основными авиадвигателями, которые применялись на боевых самолётах, были поршневые двигатели семейств *М-105* (устанавливались на самолётах *Як*, *ЛаГГ*, *Пе-2* и др.), *М-82* (*Ла*, *Ту-2*, *Пе-8* и др.), *АМ-38* (*Ил-2*), *М-88* (*Ил-4*, *Су-2*). В военные годы выпускались усовершенствованные

модификации и варианты этих поршневых двигателей: М-105ПФ, М-Ю5ПФ2, ВК-Ю7А, АШ-82ФН, АМ-38Ф, АМ-42, М-88Б и др. Для транспортного самолёта Ли-2 строился поршневой двигатель М-62ИР, а для легкомоторных самолётов (По-2, УТ-2) — модификации поршневых двигателей М-11. На некоторых сериях дальних бомбардировщиков Пе-8 и Ер-2 устанавливались дизели АЧ-30Б. Изготовление авиадвигателей осуществляли заводы в Казани (№ 16), Уфе, Куйбышеве (№ 24), Москве (№ 45, № 500, № 41), Перми, Омске (№ 29), Андижане и других предприятия.

Большой вклад в повышение боевой мощи советской авиации внесли конструкторы из смежной отрасли вооружений *М. Е. Березин, А. А. Волков, А. Э. Нудельман, А. С. Суранов, Б. Г. Шпитальный, С. А. Ярцев*. Созданные ими в предвоенные и военные годы образцы пулемётно-пушечного авиационного вооружения (*УБ, ШВАК, ВЯ, ЯС-37, Б-20*) нашли широкое применение на боевых самолётах.

В военный период было радикально сокращено число авиационных конструкторских бюро, поскольку основные усилия разработчиков самолётов и авиадвигателей необходимо было сосредоточить на дальнейшем совершенствовании и развитии освоенных в серийном производстве образцов. Но и в эти трудные для страны годы продолжался поиск перспективных направлений развития авиации, в частности был создан экспериментальный реактивный истребитель-перехватчик БИ.

Большую организаторскую работу по выполнению напряжённых заданий по производству авиационной техники провели *А. И. Шахурин* (нарком **А. п.** в 1940—1946), *Баландин, А. А. Белянский, П. А. Воронин, П. В. Дементьев, М. С. Жезлов, П. Д. Лаврентьев, В. Н. Лисицын, В. Я. Литвинов, М. М. Лунин, А. М. Тер-Маркарян, А. Т. Третьяков* и другие руководители НКАП и предприятий. Всего в период Великой Отечественной войны советская **А. п.**, выпустила свыше 125 тысяч самолётов (см. табл.) и внесла весомый вклад в победу над врагом.

Табл. — Производство самолётов в СССР в период Великой Отечественной войны.

Годы	Выпуск самолётов	
	Общий	Средне месячн ый
1941 (2-е полугодие)	9777	1630
1942	25436	2120
1943	34884	2907
1944	40241	3363
1945 (до 10 мая)	15317	3483

--	--	--

В послевоенный период **А. п.** СССР продолжала последовательно решать задачи по оснащению Вооруженных Сил и Гражданского воздушного флота новой, более эффективной авиационной техникой, претерпев при этом ряд организационно-структурных изменений. С 15 марта 1946 после упразднения НКАП управление отраслью перешло к Министерству авиационной промышленности (в 1957—1965 эти функции выполнял Государственный комитет по авиационной технике). База опытного авиастроения, основу которой после войны составили сохранившиеся коллективы, руководимые А. Н. Туполевым, Яковлевым, Ильюшиным, Бериевым, Лавочкиным, Микояном, Сухим, Климовым, Швецовым, *В. А. Добрыниным*, Микулиным, в последующий период непрерывно развивалась. Ее пополнили новые конструкторские бюро, которые возглавили *О. К. Антонов, М. Л. Миль, Н. И. Камов, Мясищев, Г. Е. Лозино-Лозинский, А. Г. Ивченко, Н. Д. Кузнецов, А. М. Люлька*. В то же время ряд небольших конструкторских бюро был упразднён. Большой вклад в развитие подотраслей агрегат- и приборостроения, связанных с созданием средств жизнеобеспечения, энергоснабжения, пилотажно-навигационного оборудования, САУ, гидравлических и других систем, принадлежит конструкторским бюро, с которыми в разные годы была связана деятельность *А. Д. Александрова, С. М. Алексеева, Е. Ф. Антипова, Г. И. Воронина, П. А. Ефимова, И. И. Зверева, С. В. Зеленкова, Н. А. Лобанова, Е. В. Ольмана, А. И. Привалова, Г. И. Северина, М. П. Селиванова, В. Э. Соркина, О. В. Успенского, А. Ф. Федосеева, Р. Г. Чачикяна* и других конструкторов и учёных. Основные предприятия-разработчики авиационной техники стали, как правило, обеспечиваться собственной производственной базой и приобретали статус опытно-конструкторских бюро (ОКБ), опытных заводов, научно-производственных объединений. На смену первопроходцам советского авиастроения к руководству ведущими ОКБ стали приходиться новые главные и генеральные конструкторы — *П. А. Соловьёв, Туманский, С. П. Изотов, П. А. Колесов, А. К. Константинов, В. А. Лотарев, Г. В. Новожилов, М. Н. Тищенко, Р. А. Беляков, А. А. Туполев, С. В. Михеев, Е. А. Иванов, М. П. Симонов, В. М. Чепкин, П. В. Балабуев* и др. Возрос научный потенциал отрасли. Укреплялась экспериментальная база ЦАГИ, ЦИАМ, ВИАМ, НИАТ, ЛИИ. Были образованы НИИ-2 (впоследствии *Государственный научно-исследовательский институт авиационных систем* — ГосНИИАС), *Государственный союзный сибирский научно-исследовательский институт авиации* (СибНИА), *Всесоюзный институт лёгких сплавов* (ВИЛС), НИИ экономики. *Научно-исследовательский институт авиационного оборудования* (НИИАО) и другие отраслевые НИИ. На рубеже 50—60-х гг. ряд авиастроительных предприятий (ОКБ и серийных заводов) был переориентирован на ракетно-космическую технику, а затем выведен из **А. п.** Реконструировались действующие и вводились в строй новые предприятия **А. п.** (в их числе важное место занял авиационный промышленный комплекс в Ульяновске). В 70—80-х гг. на базе многих серийных заводов МАП созданы производственные объединения.

В послевоенный период **А. п.** СССР возглавляли М. В. Хруничев (1946—1953), Дементьев (1953—1977), В. А. Казаков (1977—1981), И. С. Силаев (1981—1985), А. С. Сысцов (1985—1991).

Первые послевоенные годы стали для мировой **А. п.** периодом бурного развития реактивной авиации. В СССР велись интенсивные исследования по аэродинамике больших скоростей, устойчивости, управляемости и прочности скоростных самолетов, газодинамике воздушно-реактивного двигателя, а также разработки жаропрочных материалов для газотурбинного двигателя. Первыми советскими реактивными самолётами стали истребители МиГ-9 и Як-15, созданные в 1946. Во второй половине 40-х гг. в производство были также запущены реактивные истребители МиГ-15 (первый в СССР серийный самолёт со стреловидным крылом), Ла-15, Як-23, реактивные бомбардировщики Ил-28, Ту-14. На данном этапе широко использовались турбореактивные двигатели, строившиеся по зарубежным образцам (РД-10, РД-20, РД-45, РД-500). Многие типы самолётов во второй половине 40-х гг. (и в последующий период) продолжали

строиться с поршневыми двигателями. В их числе были многоцелевые *Ан-2* и *Як-12*, пассажирские *Ил-12* и *Ил-14*, учебно-тренировочный *Як-18*, морской *Бе-6* и др. Новым видом продукции для **А. п.** стали в этот период вертолёты. Первым советским серийным винтокрылым аппаратом был *Ми-1*.

В 50-х гг. применение газотурбинного двигателя в авиации продолжало расширяться. В серийном производстве были освоены турбореактивные и турбовинтовые двигатели, разработанные под руководством Люльки (*ТР-1*, *АЛ-7*), Климова (*ВК-1*, *ВК-1Ф*), Микулина (*АМ-3*, *АМ-5*, *РД-9Б*), Кузнецова (*НК-12*), Ивченко (*АИ-20*), Добрынина (*ВД-7*), Тумайского (*Р11-300*, *Р11Ф-300*), Соловьёва (*Д-25В*). В классе истребителей были выпущены *МиГ-17*, *Як-25*, *МиГ-19* (первый в СССР сверхзвуковой серийный самолёт), *Су-7*, *МиГ-21*. *Су-9*, *Як-28*. На вооружение поступили также стратегические и дальние бомбардировщики — турбовинтовой *Ту-95* и реактивные *Ту-16*, *М-4*, *ЗМ* и турбовинтовые транспортные самолёты *Ан-8*, *АН-12*. Создание и внедрение в серийное производство более производительных (благодаря большей скорости и пассажировместимости) пассажирских самолётов — реактивного *Ту-104* и турбовинтовых *Ил-18*, *Ту-114*, *АН-10* — дало импульс к более интенсивному развитию воздушного транспорта в стране. Расширился типаж серийных вертолётов. В классе транспортных машин были созданы *Ми-4*, *Як-24*, *Ми-6* — первый советский вертолёт с газотурбинным двигателем (*Д-25В*), а в более лёгкой весовой категории — корабельный *Ка-15* и его гражданская модификации *Ка-15М* и *Ка-18*.

60-е гг. были знаменательны для советской **А. п.** тем, что в этот период наряду с совершенствованием летательных аппаратов существующих типов был создан ряд принципиально новых образцов авиационной техники, отличающихся существенно более высокими лётно-техническими характеристиками или более широкими эксплуатационными возможностями. В числе летательных аппаратов новых типов были самолёт вертикального взлёта и посадки *Як-36*, истребитель с крылом изменяемой в полёте стреловидности *МиГ-23*, большегрузный транспортный самолёт *АН-22* «*Антей*», специализированный вертолёт-кран *Ми-10К*. Многие научно-технические проблемы были решены при разработке сверхзвукового пассажирского самолёта *Ту-144*, прошедшего опытную эксплуатацию.

Парк гражданской авиации стал пополняться в основном реактивными самолётами. Для магистральных авиалиний в производство поступили пассажирские самолёты *Ту-124*, *Ту-134*, *Ил-62*, *Ту-154*, а для местных воздушных линий (МВЛ) был создан *Як-40*. Для снижения расходов топлива на реактивных пассажирских самолётах стали применяться более экономичные двухконтурные турбореактивные двигатели (ТРДД). Первыми отечественными ТРДД были *Д-20П*, *НК-8*, *Д-30*, *АИ-25*. Самолёт *Ан-24* (пассажирский для местных воздушных линий) и его модификации *Ан-26* (транспортный) и *Ан-30* (аэрофотосъёмочный) были выпущены с турбовинтовыми двигателями. С поршневым двигателем строился лёгкий многоцелевой самолёт *Ак-14*. В классе боевых самолётов значительным достижением явилось создание истребителя *МиГ-25*, скорость полёта которого в 3 раза превысила скорость звука. В числе других самолётов военного назначения, выпущенных в этот период, были истребители *Су-11*, *Су-15*, сверхзвуковой бомбардировщик *Ту-22*, турбовинтовой самолет-амфибия *Бе-12*. Было начато производство ряда вертолётов лёгкой и средней весовых категорий — *Ми-2*, *Ка-25*, *Ка-26*, *Ми-8*. Номенклатура вертолётных турбовальных двигателей расширилась за счёт выпуска *ГТД-350* и *ТВ2-117*.

Значительное число усовершенствованных и новых летательных аппаратов было выпущено в 70-х и 80-х гг. В ряду самолетов и вертолётов, появление которых знаменовало собой создание в стране летательных аппаратов новых поколений или новых типов, были ближнемагистральный пассажирский самолёт *Як-42* и первый советский широкофюзеляжный пассажирский самолёт-аэробус *Ил-86*; грузовой реактивный самолёт *Ил-76Т*; сверхзвуковой фронтовой бомбардировщик *Су-24* и армейский штурмовик *Су-25*; высокоманёвренные истребители *МиГ-29* и *Су-27*; многорежимный стратегический бомбардировщик *Ту-160*; транспортный самолёт короткого взлёта и посадки *Ан-72*; вертолёты — транспортно-боевой *Ми-24*, многоцелевой корабельный *Ка-27*, боевой *Ми-28*, транспортный *Ми-26* с наивысшей в мире для серийных машин

грузоподъёмностью (20 т); большегрузные транспортные самолёты (также показавшие рекордную грузоподъёмность) Ан-124 «Руслан» (150 т) и Ан-225 «Мрия» (250 т); высотные самолёты М-17 («Стратосфера») и «Геофизика». Было решено много научно-технических проблем и получено большое число ценных для народного хозяйства страны материалов и технологий при создании первого советского орбитального корабля многоцелевого использования «Буран». Были также созданы пассажирские самолёты Ил-62М и Ту-154М; истребители Су-17, Су-20, Су-22, МиГ-31; самолет вертикального взлёта и посадки Як-38 и Як-141; бомбардировщик Ту-22М, транспортные самолёты ВМ-Т «Атлант», Ан-32, Ан-74; вертолёты Ми-14 (противолодочный), Ми-17 (транспортный), Ка-28 и Ка-29 (корабельные), Ка-32 и Ка-126 (многоцелевые для народного хозяйства), Ми-34 (учебно-спортивный); спортивные самолёты Су-26М и Як-55М и другие летательные аппараты. В конце 80-х гг. начались подготовка и освоение серийного производства пассажирских самолётов нового поколения с высокой топливной эффективностью — Ил-96-300 и Ту-204 для магистральных авиатрасс и Ил-114 для местных воздушных линий. В ряду авиадвигателей, нашедших в 70—80-х гг. применение на серийных и опытных летательных аппаратах, были ТРДД-30КУ, Д-30КП, Д-36, НК-86, Д-18Т, ПС-90, ТРДДФ РД-33, АЛ-31Ф, подъёмный ТРД РД36-35ФВ и подъёмно-маршевый Р27В-300, турбовальные двигатели ТВ3-117, Д-136 (самый мощный в мире вертолётный газотурбинный двигатель), ТВД ТВ7-117 и др.

**А. п.**, которая всегда находилась на передовых рубежах научно-технического прогресса в стране, ведёт дальнейшие исследования и разработки, направленные на создание авиационной техники новых поколений. Расширяется применение системы автоматизированного проектирования в конструкторских организациях отрасли, технологическое оборудование с числовым программным управлением и гибких автоматизированных производств на промышленных предприятиях (см. *Технология авиационной техники*), внедрение новых, в том числе композиционных, материалов в конструкции самолётов и вертолётов, использование достижений в области радиотехники, электроники, вычислительной техники и эргономики в бортовых системах и оборудовании летательных аппаратов.

См. также статьи о ведущих авиационных объединениях и предприятиях, которые в большинстве своём можно найти по названию городов их дислокации. Рис. многих отечественных летательных аппаратов приведены в приложении II (табл. IV—VII, X—XIII, XVI—XVIII, XXIII—XXIX).

*В. П. Шенкин*

**Авиационная промышленность зарубежных стран.** Уровень **А. п.** соответствует, как правило, общему экономическому развитию страны, и промышленно развитые страны традиционно имеют сильную **А. п.** На рубеже 80-х—90-х гг. стоимость выпускаемой за год продукции **А. п.** зарубежных стран оценивалась почти в 160 миллиардов долл. (с учётом продукции ракетно-космического сектора). Около 60% этой суммы приходилось на США, около 24% — на страны ЕЭС, примерно 4% — на Японию, остальное — на Канаду, Бразилию, Египет, Индонезию, Австралию и другие страны. Небольшое число высокоразвитых стран, способных разрабатывать и выпускать широкофюзеляжные транспортные самолёты, боевые самолёты с высокими лётными данными, мощные высокоэкономичные двигатели, авиационные системы оружия в комплексе, контролируют зарубежный авиационный рынок. Однако всё больше стран в политических, военных и экономических целях усиленно развивают собственную **А. п.** Большие затраты и значительный технический и экономический риск, связанные с выпуском высокотехнологичной продукции, привели к широкому распространению кооперации (в том числе международной) между авиационными фирмами при осуществлении крупных военных и гражданских программ.

**Австралия.** Первая авиационная фирма создана в 1919. В 20-х гг. при военном авиационном ведомстве функционировал небольшой экспериментальный завод. В 20—40-х гг. авиационные предприятия производили самолёты главным образом английских моделей. В 50-х гг. осуществлялся выпуск реактивных самолётов (в том числе на основе американского истребителя

«Сейбр»), воздушных мишеней, в 60-х гг. — французского истребителя «Мираж» и итальянского тренировочного самолёта М.В.326. **А. п.** конца 80-х гг. представляли фирмы «Хокер — Де Хэвилленд» (субподрядные и ремонтные работы, сборка тренировочного самолёта РС-9 швейцарской конструкции), «АСТА», основана в 1986 на базе государственных авиационных заводов (сборка американских истребителей F/A-18, лицензионное производство вертолётов американских моделей, изготовление деталей и узлов для американских транспортных самолётов, выпуск УР ПЛО «Икара» и воздушных мишеней; до 1984 строились лёгкие транспортные самолёты «Номад») и «Трансавиа» (лёгкие транспортные и сельскохозяйственные самолёты).

**Аргентина.** **А. п.** зародилась в 1927, когда был построен Государственный военный авиационный завод (ГМА), начавший выпускать самолёты и авиадвигатели (главным образом по иностранным лицензиям), с 1987 — РАМА. В 1947 создан реактивный истребитель, в 1950 — истребитель со стреловидным крылом (впервые в Латинской Америке). В конце 80-х гг. кроме РАМА функционировало несколько небольших частных фирм. Основная продукция: штурмовик «Пукара» с двумя турбовинтовыми двигателями, реактивный учебный самолёт «Пампа», сельскохозяйственные, туристские и административные самолёты, вертолёт MD600 (по американской лицензии); велась разработка лёгкого пассажирского самолёта СВА-123 (с Бразилией).

**Бельгия.** Старейшая и основная бельгийская самолётостроительная фирма «САБКА», образованная в 1920, до Второй мировой войны выпустила свыше 600 военных и гражданских самолётов 19 типов (в том числе бельгийской конструкции). С 1966 её капитал принадлежит французской фирме «Дассо-Бреге» и нидерландской «Фоккер». Другая крупная самолётостроительная фирма «СОНАКА» образована в 1978 на основе бельгийского филиала английской фирмы «Фейри», существовавшего с 1931. Государственный завод «Фабрик насьональ» выпускает авиадвигатели. Для бельгийской **А. п.** характерна значительная зависимость от иностранного капитала и широкое участие в международных программах, в том числе в 80-х гг. в производстве истребителей F-16 (со странами НАТО), «Мираж», «Альфа джет», патрульных самолётов «Атлантик» (с Францией), пассажирских самолётов А310 (с консорциумом «Эрбас индастри»), F-27 и F-28 (с Нидерландами); фирмой «Промавиа» построен реактивный тренировочный самолёт «Джет скволус» (первый полёт в 1987).

**Болгария.** До Второй мировой войны в стране выпускался ряд самолётов собственной конструкции, преимущественно учебно-тренировочных, осуществлялись сборка самолётов (по лицензии) и ремонт. После Второй мировой войны выпущено несколько типов планеров и легких самолётов.

**Бразилия.** Формирование **А. п.** началось в 40-х гг., когда ряд государственных и частных фирм стали выпускать самолёты по иностранным лицензиям и собственным конструкциям (главным образом лёгкие и учебные). **А. п.** 90-х гг. представляют частные предприятия: самолётостроительная фирма «Эмбраэр», созданная в 1969 и имеющая филиал «Нейва»; фирма «Аэротек», созданная в 1962 для выпуска лёгких самолётов; вертолётостроительное предприятие «Хелибраз», образованное в 1978 и выпускающее вертолёты французских моделей. Основные программы 80-х гг.: производство лёгких транспортных самолётов с ТВД «Бандейранте», «Бразилия», «Шингу», туристских и административных самолётов (с американской фирмой «Пайпер»), учебно-тренировочного самолёта «Тукано» и сельскохозяйственных самолётов «Ипанема», сборка вертолётов французской конструкции, разработка и производство истребителя АМХ (с Италией), разработка лёгкого пассажирского самолёта СВА-123 (с Аргентиной).

**Великобритания.** До 1914 в области авиации Великобритания отставала от Франции и США и в значительной степени использовала опыт этих стран (закупки и выпуск по лицензиям самолётов и авиадвигателей). **А. п.** Великобритании сформировалась в Первую мировую войну, когда было выпущено ~ 55 тысяч самолётов и ~ 41 тысяч двигателей (самолёты английской конструкции широко выпускались и в США), причём в 1918 построено соответственно 32 106 и 22 102.

Избыток самолётов после войны вызвал банкротство ряда фирм. До 1924 производство находилось на уровне 300—400 самолётов в год; **А. п.** почти полностью зависела от государственных заказов. В 1930 производство достигло 1434 самолётов (~ 60% военных). В конце 30-х гг. разрабатывается ряд истребителей («Харрикейн», «Спитфайр») и бомбардировщиков («Бленхейм», «Хэмптон», «Уитли») с высокими лётно-техническими характеристиками, наращивается авиационное производство (~ 4 тысяч самолётов в 1938, ~7 тыс, в 1939). В 1938 **А. п.** располагала 30 самолётостроительными и 16 двигателестроительными фирмами. Делались крупные закупки авиационной техники в США, развёртывалось производство военных самолётов в Канаде. С началом Второй мировой войны выпуск военных самолётов резко возрос. (15000 в 1940, 23670 в 1942 и 29220 в 1944), помимо истребителей и средних бомбардировщиков выпускались тяжёлые бомбардировщики «Стерлинг», «Галифакс», «Ланкастер» с четырьмя поршневыми двигателями. В конце войны на вооружение поступили реактивные истребители «Метеор». За 5 лет войны Великобритания произвела ~ 125 тысяч самолётов.

После 1945 начался длительный период реорганизации, концентрации **А. п.** и усиления государственного контроля. В 1971 национализирована крупнейшая двигателестроительная фирма «Роллс-Ройс», в 1977 на базе нескольких фирм создана государственная фирма «Бритиш аэроспейс», где было сконцентрировано почти всё производство самолётов и ракетного оружия (в 1981 фирма была денационализирована). Выпуск лёгких самолётов осуществляет фирма «Шорт». Вертолётостроение сосредоточено на фирме «Уэстленд».

Наиболее значительные послевоенные программы: производство реактивных стратегических бомбардировщиков «Вулкан», «Виктор», «Вэлиант», тактического бомбардировщика «Канберра» (выпускался по лицензии и в США), сверхзвукового перехватчика «Лайтнинг», реактивного пассажирского самолёта «Комета», пассажирского самолётов «Трайдент», БАК-111, сверхзвукового пассажирского самолёта «Конкорд» (с Францией), самолёта противолодочной обороны «Нимрод», боевого самолёта вертикального взлёта и посадки «Харриер», многоцелевого вертолёта «Линкс». В 50—60-х гг. ряд собственных программ был прекращён в пользу лицензионного производства (например, американского истребителя «Фантом» и вертолёта «Си кинг»). В 70-е гг. в кооперации с западно-европейскими странами было развёрнуто производство широкофюзеляжных самолётов А300. **А. п.** Великобритании на рубеже 80-х—90-х гг. была крупнейшей в Западной Европе и располагала мощной производственной и научно-экспериментальной базой (ведущей научно-исследовательской организацией является Королевский авиационный научно-исследовательский институт — RAЕ). Номенклатура продукции охватывала гражданские и военные летательные аппараты многих типов, их двигатели, оборудование и вооружение. Основные программы 80-х гг.: производство многоцелевого боевого самолёта Панавиа «Торнадо» (с ФРГ и Италией), истребителя-бомбардировщика, СЕПЕКАТ «Ягуар» (с Францией), самолёта вертикального взлёта и посадки «Харриер» II (с США), учебно-боевого самолёта «Хоук», военных и гражданских вертолёт, ряда ТРДД и ТВД (в том числе в кооперации), пассажирских самолётов ВАе 146, ВАе 748 и ВАе АТР, Шорт 330 и 360, А300, А310 и А320 (в консорциуме «Эрбас индастри»), административных самолётов, ракетного оружия, различного авиационного оборудования; разработка противолодочного вертолёта ЕН 101 (с Италией), создание экспериментального истребителя ЕАР, участие в разработке западноевропейского истребителя 90-х гг. ЕFA и пассажирских самолётов А330, А340 и А321, концептуальные исследования одноступенчатого воздушно-космического самолёта «Хотол».

**Венгрия.** Производство самолётов началось в конце 20-х гг. Выпускались самолёты и двигатели по лицензиям, несколько типов лёгких самолётов и двигателей собственной конструкции (W.M.10, W.M.13). В период фашистской оккупации оборудование **А. п.** было демонтировано и отправлено в Германию, После Второй мировой войны построено несколько лёгких опытных самолётов, в 50-х гг. — лёгкий туристский и учебно-тренировочный самолёт D-20, экспериментальный вертолёт SOH-01. В 50-х — начале 60-х гг. разработано несколько типов планеров, один из которых (Z-03B) строился серийно (100 экземпляров).

**Германия.** В начальный период развития **А. п.** в Германии приоритет отдавался дирижаблестроению, и лишь в 1913 были выделены крупные государственные средства для производства самолётов. Уже в 1914 на 16 самолётостроительных и 4 двигателестроительных заводах выпущено 1348 самолётов и 848 авиадвигателей за Первую мировую войну — соответственно 48537 и 40449. Согласно Версальскому договору (1919) в Германии была запрещена постройка военных самолётов и ограничены параметры гражданских самолётов, в результате чего ряд германских фирм развернул авиационное производство в других странах. После ослабления ограничений в 1922 и 1926 стали создаваться самолёты, легко трансформируемые в военные. Возрождались старые и появлялись новые авиационные фирмы, однако отсутствие государственных заказов и экономический кризис вызвали ликвидацию ряда предприятий. В 1926—1932 выпускалось 300—500 самолётов в год. К 1933 в стране работало 19 самолётостроительных и 9 двигателестроительных фирм.

С приходом фашистов к власти инвестиции в **А. п.** резко возросли: с 84 миллиона марок в 1927—1931 до 211 миллионов в 1934, с 500 миллионов в 1935 до 980 миллионов марок в 1936. Значительно расширились основные фирмы: «Хейнкель», «Юнкерс», «Мессершмитт», «Дорнье», «Блом унд Фосс». С начала Второй мировой войны Германия стала использовать **А. п.** оккупированных стран и в 1940 располагала 233 авиационными заводами. Производство самолётов росло следующим образом: 8300 (1939), 10247 (1940), 13005 (1941), 15574 (1942), 24947 (1943), 40288 (1944) и 7570 (за 4 месяца 1945). В конце войны было налажено производство реактивных и ракетных истребителей (Me262, Me162, Me163), самолётов-снарядов V-1, баллистических ракет V-2. После разгрома Германии советская зона была демилитаризована, но в западной части многие военные заводы сохранены. Ряд ведущих авиаконструкторов продолжили деятельность в других странах (например, К. Дорнье, В. Мессершмитт).

**Египет.** **А. п.** ведёт начало от государственного авиационного завода, построенного в 1950 и выпускавшего тренировочные самолёты германской модели времён Второй мировой войны. В 1962 были созданы самолето- и двигателестроительные заводы и началось производство по лицензии реактивного тренировочного самолёта НА-200 и реактивного истребителя НА-300 (разработанных под руководством немецкого авиаконструктора В. Мессершмитта). В 1969 производство истребителя было прекращено на стадии лётных испытаний опытных образцов. Основные работы в 70—е гг. — модификация авиационной техники ВВС Египта и участие в иностранных программах. С 1975 авиационное производство и ремонтные работы сосредоточены на предприятиях организации АОИ, созданной рядом арабских стран для осуществления военных программ. В 80-х гг. продукция производилась в основном по французским лицензиям: сборка вертолёт «Газель», штурмовика «Альфа джет» и ТРДД «Ларзак», выпуск компонентов для вертолёт «Супер пума», административного самолёта «Фалькон» 50 и истребителя «Мираж» 2000, а также сборка учебного самолёта «Тукано» бразильской разработки и турбовинтового двигателя для него.

**Израиль.** Первое авиаремонтное предприятие, основанное в 1953, положило начало **А. п.** Израиля, постоянно развивающейся в условиях войны (или близких к военным) и ориентированной на производство военной техники. В середине 60-х гг. начался бурный рост **А. п.**: расширение заводов и модернизация оборудования, освоение производства собственных истребителей на основе французских самолётов «Мираж», лёгких военно-транспортных самолётов собственной конструкции, реактивного административного самолёта, выпуск ракетного оружия. Основу **А. п.** составляют самолётостроительная фирма «Израэл эркрафт индастрис», созданная в 1967, и двигателестроительная «Бет Шемеш», созданная в 1969. Ракетное оружие выпускает фирма «Рафаэль». Ряд фирм производит авиационное оборудование, в том числе электронное. Около половины продукции **А. п.** экспортируется. Основные программы 80-х гг.: производство истребителей «Кфир», вариантов военно-транспортного самолёта «Арава», реактивных административных самолётов «Уэст-уинд» и «Астра», разведывательного дистанционно-пилотируемого летательного аппарата, управляемых ракет «воздух — воздух» и «воздух — поверхность», узлов газотурбинных двигателей; постройка и испытания истребителя «Лави».

**Индия.** Крупнейшей в **А. п.** является фирма «Хиндустан аэронотикс», образованная в 1964 на основе предприятия, существовавшего с 1940. Имеется несколько отделений, выпускающих самолёты, вертолёты и авиадвигатели. Начав с выпуска тренировочных самолётов с поршневыми двигателями, фирма развернула, в 60-х гг. выпуск реактивных самолётов собственной разработки — тренировочного «Киран» и сверхзвукового истребителя «Марут», а также производство по лицензиям (в том числе советского истребителя МиГ-21, английского истребителя «Нэт» и транспортного самолёта HS.748, французских вертолётов). В 70-х гг. выпускались усовершенствованные варианты освоенных моделей, в 80-х гг. велось производство советских истребителей МиГ-21 и МиГ-27, вертолётов французской конструкции, англо-французского истребителя-бомбардировщика «Ягуар», учебно-боевых самолётов «Киран» и «Аджит», лёгкого пассажирского самолёта Дорнье 228 (ФРГ), разрабатывались проекты лёгкого истребителя LCA (с участием Франции) и вертолёта ALH (с ФРГ).

**Индонезия.** В 30-е гг. на территории страны функционировали небольшие нидерландские фирмы. В конце 40-х гг. в военных авиаремонтных мастерских строились первые самолёты собственной конструкции. На основе авиационного института при военно-воздушных силах (где по лицензии строились лёгкие самолёты, в том числе сельскохозяйственные) в 1976 образована фирма «Нуртанио», получившая в 1985 название IPTN («Индонезийская авиационная промышленность»). В 80-х гг. велось производство по лицензиям лёгкого транспортного самолёта NC-212 (с Испанией), вертолётов (с США, ФРГ и Францией), выпускался разработанный совместно с испанской фирмой «КАСА» пассажирский самолёт CN-235.

**Испания.** Почти всё самолёто- и двигателестроение сосредоточено на государственной фирме «КАСА», основанной в 1923. В прошлом осуществлялось главным образом производство авиационной техники по лицензиям (в том числе американского истребителя F-5). В 60—70-е гг. разработан и выпускался ряд собственно моделей, в том числе лёгкие транспортные самолёты с поршневыми двигателями и турбовинтовыми двигателями и реактивный тренировочный самолёт. Основные программы 80-х гг.: выпуск транспортных самолётов короткого взлёта и посадки C-212, пассажирского самолёта CN-235 (с Индонезией), реактивного тренировочного самолёта C-101, участие в производстве пассажирских самолётов A300, A310 и A320 в составе западноевропейского консорциума «Эрбас индастри», сборка вертолётов Bo.105 (ФРГ), субподрядные работы по заказам иностранных фирм, участие в программе западноевропейского истребителя EFA,

**Италия.** **А. п.** сформировалась в Первую мировую войну, когда было выпущено около 20 тысяч самолётов и 38 тысяч авиадвигателей. В 20—30-е гг. фашистское правительство стимулировало развитие военной авиации. До 1933 ежегодно выпускалось 400—600 самолётов и 900—1000 двигателей (90% по военным заказам), в 1935 произведено 1800 самолётов, в 1937 — свыше 2000. В 1940 имелось 22 самолётостроительных и 6 двигателестроительных заводов. Несмотря на ряд рекордных достижений итальянской авиации, серийная продукция уступала лучшим мировым образцам, и во 2-ю мировую войну Италия вступила с устаревшей авиационной техникой. 3257 самолётов было выпущено в 1940, 3503 — в 1941, 2818 — в 1942, 1930 — за 8 месяцев 1943.

После войны ряд фирм прекратил выпуск авиационной техники, начался процесс реорганизации и концентрации **А. п.** В 60-х гг. Италия участвовала в производстве американских истребителей F-86 и F-104, истребителя-бомбардировщика G-91 собственной конструкции, выпускала вертолёты AV.204 и 206 и AS.61 (по американским лицензиям), учебно-боевые реактивные самолёты, лёгкие туристские и спортивные самолёты. Направление на кооперацию и лицензионное производство сохранилось и в 70-х гг. Процесс реорганизации и усиления государственного контроля привёл в начале 80-х гг. к концентрации авиационных фирм вокруг государственных фирм «Агуста», выпускающей главным образом вертолёты и лёгкие самолёты, и «Аэриталия», производящей транспортные и военные самолёты. Учебно-боевые самолёты выпускала фирма «Аэрмакки», производством лёгких самолётов занимался ряд фирм, в том числе «Пьяджо». Двигателестроение представляли фирмы «ФИАТ», «Альфа Ромео» и «Пьяджо». **А. п.** имеет значительный сектор

ракетного оружия и электронного оборудования.

Основные программы 80-х гг.: производство истребителя-бомбардировщика Панавиа «Торнадо» (с Великобританией и ФРГ), военно-транспортного самолёта G222, учебно-боевых реактивных самолётов MB339, вертолётов (собственно моделей A109 и A129 и по лицензиям), лёгких транспортных, спортивных и административных самолётов, газотурбинных двигателей (главным образом иностранных моделей), разработка и производство пассажирских самолётов ATR42 и ATR72 (с Францией) и истребителя AMX (с Бразилией), участие в программе создания западноевропейского истребителя 90-х гг. EFA.

**Канада.** Основой **А. п.** послужили филиалы фирм США и Великобритании, начало образования которых относится к Первой мировой войне. Помимо выпуска иностранных моделей создавались и оригинальные конструкции, рассчитанные на канадские условия. Во 2-ю мировую войну **А. п.** Канады выполняла заказы военно-воздушных сил Великобритании (многоцелевые боевые самолёты «Москито», бомбардировщики «Хэмпден»). После войны выпускались реактивный перехватчик Авро CF-100, американские истребители «Сейбр» и «Старфайтер», патрульный самолёт «Аргус», пассажирские самолёты канадской конструкции. Были построены опытные образцы перехватчика Авро «Арроу», но в 1959 в связи с большой стоимостью программа прекращена; Канада отказалась от боевых самолётов собственной конструкции и стала ориентироваться на производство специализированных самолётов, таких, как транспортный самолёт короткого взлёта и посадки «Бивер», «Оттер», «Карибу», «Баффало», самолёты-амфибии. В конце 60-х гг. началось производство крупной партии американских истребителей F-5. Строились экспериментальный самолёт вертикального взлёта и посадки с поворотными воздушными винтами. В 1974 был создан малозумный пассажирский самолёт DHC-7 с четырьмя турбовинтовыми двигателями, в 1983 — пассажирский самолёт DHC-8 с двумя турбовинтовыми двигателями.

Основу **А. п.** составляют самолётостроительная фирма «Канадэр», самолётостроительный филиал «Боинг оф Канада» фирмы «Боинг», поглотивший в 1986 фирму «Де Хэвилленд оф Канада», вертолётостроительный филиал фирмы «Белл» и двигателестроительный филиал фирмы «Юнайтед текнолоджкс» (США). В 1989 примерно 70% продукции экспортировалось.

Основные программы 80-х гг.: производство турбовинтовых транспортных самолётов DHC-5, -6, -7 и -8, амфибии CL-215, реактивных административных и пассажирских самолётов «Челленджер», лёгких туристских самолётов; по американским лицензиям — самолётов противолодочной обороны «Аврора» и вертолётов S-61, участие в производстве истребителя CF-18 американской конструкции для военно-воздушных сил Канады, разработка и постройка разведывательного дистанционно-пилотируемого летательный аппарата, выпуск авиационных тренажёров.

**Китай.** Первые авиаремонтные мастерские организованы в 1913, первые авиационные заводы образованы на территории Китая в 1933 японскими фирмами, которые наладили в годы

Второй мировой войны серийный выпуск самолётов. В начале 50-х гг. заводы были переоборудованы с участием советских специалистов, во второй половине 50-х гг. налажено крупносерийное производство по лицензии учебно-тренировочных самолётов Як-18 (китайское обозначение CJ-5), транспортных самолётов Ан-2 (Y-5), истребителей МиГ-15 и МиГ-17 (J-5 и F-5), вертолётов Ми-4 (Z-5 и Z-6). В дальнейшем стали выпускаться по лицензии истребители МиГ-19 (J-6), бомбардировщики Ил-28 (H-5), а также разработанные в Китае копии истребителей МиГ-21 (J-7 и F-7), бомбардировщиков Ту-16 (H-6), транспортных самолётов Ан-24 (Y-7), Ан-12 (Y-8), лёгких многоцелевых самолётов Аэро 45 и Як-12 и вертолётов Ми-8. Производились также варианты этих самолётов, разработанные в Китае (Q-5/A-5 на основе МиГ-19, CJ-6 на основе Як-18 и др.).

В начале 80-х гг. началось производство по лицензии французских вертолётов Аэроспасьяль

SA.365N «Дофен» (Z-9). К числу летательных аппаратов, разработанных в Китае, относятся лёгкие многоцелевые самолёты Y-11, авиалайнер Y-10 (создан в 1981, является развитием американского самолёта Боинг 707). Разработаны истребитель J-8, самолёт-амфибия PS-5. Производившиеся в Китае двигатели являются также лицензионными или скопированными. С 1979 строятся по лицензии турбореактивный двухконтурный двигатель с форсажной камерой Роллс-Ройс «Спей». Имеется (1989) 11 крупных авиационных заводов, из них наиболее значительны Наньчанский, Сианьский, Шэньсийский, Харбинский, Шанхайский и Шэньянский. Исследования в области авиации осуществляются Аэродинамическим научно-исследовательским центром и другими научно-исследовательскими институтами.

**Нидерланды.** Первая авиационная фирма основана в 1910. В 1919 из Германии была переведена фирма «Фоккер», начавшая выпуск военных и гражданских самолётов собственной конструкции, поставлявшихся в 20—30-е гг. в 30 стран, причём пассажирские самолёты использовались 50 авиакомпаниями мира. Разработанные фирмой самолёты выпускались в ряде стран, в том числе в США. Другая известная фирма «Кольховен» также выпускала собственные самолёты различных типов (истребители, учебные и транспортные). В годы Второй мировой войны уцелевшие авиационные предприятия Нидерландов использовались для ремонта германской техники. После войны фирма «Фоккер» монополизировала всё авиационное производство в стране, участвовала в программах выпуска английских истребителей «Метеор» и «Хантер» и американских истребителей F-104 и F-5, самолёта противолодочной обороны «Атлантик» (с Францией), сверхзвукового пассажирского самолёта «Конкорд» и широкофюзеляжного самолёта А300 (по международным программам); разрабатывала и выпускала пассажирские самолёты.

Основные программы 80-х гг.: производство пассажирских самолётов F-27 и F-28, а после его завершения в 1986 — выпуск самолётов Фоккер-50 и 100, сборка американского истребителя F-16 (для Нидерландов, Норвегии и США), участие в производстве пассажирских самолётов А300, А310 консорциума «Эрбас индастри» и Шорт 330, 360 и «Шерпа», субподрядные работы.

**Польша.** Первый авиационный завод появился в 1910. Массовый выпуск самолётов налажен в начале 20-х гг.: самолёты производились в основном по лицензиям (построено около 1150 самолётов). С 1928 производство сосредоточено на заводах государственного промышленного авиационного объединения ПЗЛ. В начале 30-х гг. осуществлён переход на выпуск самолётов собственной конструкции (истребители P-7, P-11 и P-24, бомбардировщики PZL-37 и LWS-4, бомбардировщик-разведчик PZL-23, самолёт связи и наблюдения P-XIII), к середине 30-х гг. темпы производства увеличились, превысив 400 самолётов в год. Ряд самолётов (P-24, P-11 и другие) производился на экспорт и по лицензии в другие страны. Авиадвигатели в 30-х гг. выпускались по лицензиям. До 1939 было построено около 3900 самолётов.

После Второй мировой войны **А. п.** развивалась по двум направлениям: производство летательных аппаратов (истребители МиГ-15 и МиГ-17, транспортные самолёты Ан-2, лёгкие самолёты PZL-110, М-20, вертолёты SM-1 и Ми-2) и двигателей по лицензиям, разработка и производство летательных аппаратов и двигателей собственных конструкций (учебно-тренировочные самолёты TS-8, TS-11, М-26, лёгкие самолёты PZL-104, сельскохозяйственные самолёты PZL-106, М-15, М-18, М-21 и М-24, вертолёт SM-2). В 1977 начато производство компонентов для широкофюзеляжного самолёта Ил-86, в 1984 — по лицензии пассажирского самолёта Ан-28, в 1985 — вертолёта собственной конструкции W-3, в 1986 — вертолёта «Каня» (на основе Ми-2). За период 1947—1981 построено свыше 4,1 тысяч планеров более 100 типов, многие из которых поставлялись на экспорт. Ведущая научно-исследовательская организация — Институт авиации.

**Румыния.** Первый самолёт построен в 1910 (А. Влайку); ряд самолётов построен румынскими конструкторами за границей (Т. Вуя, 1906; А. Коандэ, 1910—1914). Интенсивное развитие **А. п.** началось в 1926. К 1939 имелось четыре крупных авиационных завода, основным из которых был завод IAR. После Второй мировой войны деятельность **А. п.** постепенно активизировалась. В 1949—1959 действовал один завод; было построено около 200 лёгких сельскохозяйственных и

санитарных самолётов и около 20 планеров. В 1959—1968 имелось два завода; было выпущено около 140 самолётов и около 100 планеров. В 1968 **А. п.** была реорганизована. В 1986 насчитывалось семь крупных авиационных заводов, среди них «ИКА», ИАв «Крайова», ИАв «Бухарест», ИАв «Бакэу». Основная продукция: лёгкий истребитель-бомбардировщик IAR-93 (разработан совместно с Югославией), лёгкий туристский и учебно-тренировочный самолёт IAR-823, сельскохозяйственный самолёт IAR-827. По лицензиям выпускались учебно-тренировочный самолёт Як-52, английский реактивный пассажирский самолёт BAe 111 и лёгкий пассажирский самолёт BN-2A, французские вертолёты «Алуэт» III и SA.330, переоборудовались вертолёты Ка-26 в вариант Ка-126. Авиадвигатели также выпускались по лицензиям.

**Соединённые Штаты Америки.** **А. п.** США по производственным мощностям, научно-экспериментальной базе, объёму производства, ассортименту и техническому уровню продукции занимает первое место в мире. Ведёт начало от мастерских братьев Райт. До 1914 организованной **А. п.** в США не существовало, и по мощности авиационных заводов США уступали ведущим европейским странам. В годы Первой мировой войны было развёрнуто массовое производство авиационной техники (в основном иностранных образцов): за 1914—1918 выпущено ~ 16,8 тысяч самолётов и ~ 35 тысяч авиадвигателей (в 1918 соответственно 14020 и 34241).

Послевоенный спад производства сменился оживлением в конце 20-х гг. (в 1929 выпущено 6193 самолёта), нарушенным общим экономическим кризисом (только 2800 самолётов в 1931). В 1936 начался интенсивный рост производства, американские пассажирские самолёты стали доминировать на многих авиалиниях мира, были созданы эффективные тяжёлые бомбардировщики, однако истребители значительно уступали лучшим мировым образцам. В 1939 было выпущено 5856 самолётов (военных — 37,3%), в 1940 — 12813. Вступление США во 2-ю мировую войну привело к мобилизации **А. п.**, строительству новых заводов, привлечению автомобилестроительной промышленности к авиационному производству. В годы войны было построено около 300 тысяч самолётов: 19433 (1941), 47836 (1942), 85898 (1943), 96318 (1944) и 47714 (1945); выпущено ~ 814 тысяч двигателей. **А. п.** по обороту вышла на 1-е место среди других отраслей (46-е место в 1936).

После 1945 началось интенсивное развитие военной реактивной авиации и вертолётостроения. США стали крупнейшим экспортёром военной техники. Многие страны выпускали по лицензии американскую военную технику в ущерб собственным разработкам. Ряд американских самолётов и вертолётов выпускался большими сериями (число истребителей «Фантом» превысило 5 тысяч, вертолётов «Ирокез» — 12 тысяч). В конце 50-х гг. началось широкое производство реактивных пассажирских самолётов, и США стали доминировать на гражданском авиационном рынке. Производство военной авиационной техники резко повышалось при участии США в военных конфликтах: во время войны в Корее (1950—1953) выпущено свыше 13 тысяч самолётов и 2 тысяч вертолётов, а во время войны во Вьетнаме годовой выпуск (в 1967) составил 2033 самолёта и 2448 вертолётов.

В 70-е гг. осуществлялись крупные программы: производство истребителей, штурмовиков, модернизация бомбардировщиков, создание самолёта радиолокационного дозора и наведения (система «АВАКС») и космического корабля многоразового использования «Спейс шаттл» (совместно с ракетно-космическим сектором), выпуск военных и гражданских вертолётов, крупносерийное производство широкофюзеляжных пассажирских самолётов, массовый выпуск летательных аппаратов авиации общего назначения (пик производства — 17817 экземпляров в 1978), разработка пассажирских самолётов нового поколения.

Основные программы 80-х гг.: производство истребителей F-5, F-14, P-15, F-16, F-18, штурмовика A-10, военно-транспортных самолётов C-130 и C-5, заправщика KC-10, самолёта E-3 системы «АВАКС», высотного разведчика TR-1, боевого самолёта вертикального взлёта и посадки AV-8B «Харрнер» II (с Великобританией), стратегического бомбардировщика B-1B, малозаметного штурмовика F-117, вертолётов AH-64, S-76, Хьюз (MD) 500, «Джет рейнджер», CH-53E, семейства

H-60 и другие; модификация бомбардировщиков В-52 в носители крылатых ракет; создание ряда экспериментальных самолётов; разработка малозаметного стратегического бомбардировщика В-2, истребителя АТФ, военного самолёта вертикального взлёта и посадки с поворотными винтами «Оспри», военно-транспортного самолёта С-17; выпуск военных и гражданских газотурбинных двигателей; производство ракетного оружия; выпуск пассажирских самолётов Боинг 727, 737, 747, 757 и 767, L-1011, DC-9 и -10, MD-80, широкое производство самолётов авиации общего назначения, разработка пассажирского самолёта MD-11, проектные исследования пассажирских самолётов с турбовинтовентиляторными двигателями и лётные испытания самолётов с экспериментальными турбовинтовентиляторными двигателями, работы по программе экспериментального воздушно-космического самолёта NASP. В 1989 выпущено 396 пассажирских самолётов, свыше 1500 самолётов авиации общего назначения, 499 вертолётов.

Основу **А. п.** США составляют частные фирмы, крупнейшие из которых имеют отделения ракетного оружия, космической техники, электронных систем, собственную научно-экспериментальную базу, научно-исследовательские и опытно-конструкторские работы в интересах **А. п.** выполняют исследовательские центры *Национального управления по авиации и исследованию космического пространства* (НАСА). Большей частью производственных мощностей располагает небольшое число фирм (из более чем 20 тысяч фирм, выполняющих военные заказы, и свыше 100 тысяч фирм-субподрядчиков), предприятия которых сконцентрированы главным образом в штате Калифорния, Нью-Йорк, Техас, Пенсильвания, Миссури, Нью-Джерси, Коннектикут, Огайо. Ведущие самолёто- и вертолётостроительные фирмы: «Боинг», «Макдоннелл-Дуглас», «Локхид», «Рокуэлл» «Дженерал дайнмикс», «Грумман». «Нортроп», «Фэрчайлд индастрис», «Воут», «Хьюз геликоптерс», «Сикорский», «Каман», «Белл»; двигателестроительные фирмы: «Дженерал электрик», «Пратт энд Уитни», «Авко Лайкоминг», «Аллисон», «Гарретт тёрбин энджин».

**Федеративная Республика Германия.** После снятия в 1955 запрета на производство самолётов в ФРГ стали возрождаться авиационные фирмы. В конце 50-х — начале 60-х гг. активность **А. п.** возросла в связи с производством для НАТО американских истребителей F-104 и итальянских G-91 (всего свыше 1400 самолётов). Почти полная зависимость от военных заказов и трудности сбыта гражданских самолётов потребовали поиска перспективной продукции и реорганизации **А. п.** Продолжалось лицензионное производство (в том числе американских вертолётов «Ирокез» и S-65), строились экспериментальные истребители и транспортные самолёты вертикального взлёта и посадки, ширилось участие в международных программах. После серии слияний фирм почти всё самолёто- и вертолётостроение в начале 80-х гг. было сконцентрировано на фирмах «Мессершмитт-Бельков-Блом» и «Дорнье», а двигателестроение — на фирме «МТУ» («Моторен унд турбинен унион»). Создана мощная научно-экспериментальная база (в том числе в Научно-исследовательском институте авиации и космонавтики — DFVLR), в конце 80-х гг. под Кёльном начата постройка криогенной трансзвуковой аэродинамической трубы ETW по международной программе. В 1989 крупнейшие авиационные фирмы ФРГ — «Мессершмитт-Бельков-Блом», «Дорнье», «МТУ» вошли в состав объединения «Дойче аэроспейс», находящегося под финансовым контролем концерна «Даймлер-Бенц».

Основные программы 80-х гг.: производство военно-транспортного самолёта Трансаль С-160 и учебно-боевого самолёта «Альфа джет» (оба с Францией), истребителя-бомбардировщика Панавиа «Торнадо» (с Великобританией и Италией), самолёта противолодочной обороны «Атлантик» ATL2 (с Францией, Бельгией, Италией), широкофюзеляжных пассажирских самолётов А300, А310 и А320 (в консорциуме «Эрбас индастри»), учебно-тренировочных самолётов, лёгких пассажирских самолётов Do128 и Do228, гражданских и военных вертолётов Во.105 и ВК.117 (с Японией), ракетного оружия, военных и гражданских газотурбинных двигателей (с европейскими странами и США); разработка пассажирского самолёта Do328, участие в международных программах разработки западноевропейского истребителя 90-х гг. EFA, пассажирских самолётов А330, А340 и А321, боевого и многоцелевого вертолётов, концептуальные исследования двухступенчатого воздушно-космического летательного аппарата «Зенгер» 2. Динамично развивающаяся **А. п.** ФРГ в

1990 лишь незначительно уступала по основным показателям **А. п.** Великобритании и Франции.

**Финляндия.** Традиции государственных авиационных заводов, основанных в 1921 (лицензионное производство, разработка собственно истребителей и тренировочных самолётов), продолжает авиационное отделение государственной фирмы «Валмет». К 1989 было разработано 18 самолётов оригинальной конструкции (из 30 выпускавшихся типов). В 60-е гг. велось производство французского реактивного учебного самолёта, осуществлялась сборка шведских реактивных истребителей «Дракен». Программы 80-х гг.: сборка английского учебно-боевого самолёта «Хоук» и турбореактивного двухконтурного двигателя «Адур», постройка учебно-тренировочных самолётов финской конструкции L-70 с поршневым двигателем и L-90 с турбовинтовым двигателем.

**Франция.** **А. п.** сформировалась в 1904—1914 на базе большого числа полукустарных предприятий. В 1914 во Франции, ставшей мировым авиационным центром, было 20 самолётостроительных и 13 двигателестроительных заводов, производительность которых достигала 541 самолёта и 1065 двигателей в месяц. Возросли экспорт и продажа лицензий. В Первую мировую войну выпущено 67892 самолёта и 85316 авиадвигателей (только в 1918 соответственно 23669 и 44569); усилилась концентрация **А. п.** (около 10 самолётостроительных и 6 двигателестроительных фирм), расширилась научно-экспериментальная база.

После войны сохранены мощные военно-воздушные силы. В 1921—1922 французская **А. п.** вышла на 1-е место в мире (3—3,5 тысячи самолётов в год). с 1930 она постепенно теряла лидерство в конкуренции с Великобританией, Германией и США. В 1932 выпущено ~ 400 самолётов, в 1935 ~ 500. В ходе национализации, концентрации и географической децентрализации **А. п.** в 1936 из десяти основных авиационных фирм было образовано шесть. В 1935—1936 выпускалось по 40 самолётов в месяц. Авиационная техника стала закупаться в США. В 1939 годовое производство возросло до 3200 самолётов. К началу Второй мировой войны французские военные самолёты в целом уступали лучшим мировым образцам. В период оккупации **А. п.** выполняла заказы для германской армии.

После 1945 произведены реорганизация и национализация части фирм. В 50-х гг. развёрнут выпуск реактивных истребителей, создан стратегический бомбардировщик, начали выпускаться вертолёты и реактивные пассажирские самолёты. В 60-х гг. начат ряд международных программ, в том числе разработка сверхзвукового пассажирского самолёта «Конкорд», истребителя-бомбардировщика «Ягуар», вертолётов «Газель» и «Пума» (все с Великобританией). Образованные в результате слияний фирмы монополизировали производство военных и реактивных административных самолётов («Дассо-Бреге»), вертолётов и гражданских самолётов («Лэро-спасьяль»). Двигателестроение было сконцентрировано на фирмах «СНЕКМА» и «Турбомека», выпуск ракетного оружия — на фирме «Матра».

В результате правительственных реформ основу современной **А. п.** составляют государственные или переходящие под государственный контроль фирмы, 50% **А. п.** по числу занятых в ней сконцентрировано в районе Парижа, 30% — в южных департаментах. **А. п.** располагает значительной научно-экспериментальной базой, в том числе, в Национальном управлении авиационно-космических исследований — ONERA. Франция — одна из немногих стран, способных создавать системы оружия в комплексе, крупный экспортёр истребителей, ракетного оружия и вертолётов.

Основные программы 80-х гг.: производство истребителей серии «Мираж», истребителей-бомбардировщиков «Супер эгандар» и СЕПЕКАТ «Ягуар», учебно-боевого самолёта «Альфа джет» (с ФРГ), самолёта противолодочной обороны «Атлантика ATL2 (с ФРГ, Бельгией и Италией), реактивных пассажирских самолётов А300, А310 и А320 (в консорциуме «Эрбас индастри»), пассажирских самолётов с турбовинтовыми двигателями ATR 42 и ATR 72 (с Италией), реактивных административных самолётов «Мистер-Фалькон», вертолётов «Газель», «Дофен», «Экюрёй», «Супер пума» и других, лёгких туристских и спортивных самолётов, турбореактивных

двухконтурных двигателей и турбовинтовых двигателей (в том числе с США, Великобританией и ФРГ), ракетного оружия и авиационного оборудования; разработка пассажирских самолётов А321, А330 и А340, постройка и испытания опытного истребителя нового поколения «Рафаль»; проектные исследования воздушно-космического самолёта «Гермес» с ракетным стартом.

**Чехословакия.** **А. п.** образована в 1918. Период до Второй мировой войны характеризовался вначале постройкой по лицензии зарубежных самолётов, а затем разработкой и производством самолётов собственно конструкций (боевые самолёты А-32, В-534, пассажирские А-23, S-19 и другие). Получили развитие спортивная авиация и двигателестроение.

После Второй мировой войны освоено производство советских истребителей МиГ-15, МиГ-19, МиГ-21, учебно-тренировочных самолётов Як-11 С начала 60-х гг. **А. п.** характеризуется высоким уровнем производства. Достигнуты успехи в создании и серийной постройке спортивных (Z42, Z43, Z50, Z142), туристских (Аэро 45, L-200) и сельскохозяйственн (Z37) самолётов. Значительной серией (около 3600 экземпляров) строился учебно-тренировочный самолёт L-29. Разработаны опытные вертолёты НС-2 и НС-3. В 1946—1975 построено более 4 тысяч планеров. С 70-х гг. производятся лёгкий пассажирский самолёт L-410 и реактивный учебно-тренировочный самолёт L-39. В 80-х гг. создан пассажирский самолёт L-610. Разработаны и производятся ряд типов поршневых двигателей и турбовинтовых двигателей, оборудование для летательных аппаратов.

С начала 50-х гг. самолётостроение сосредоточено главным образом на трех авиационных заводах: «Аэро», «Мораван» и «Лет», а двигателестроение — на заводах «Авиа» и «Моторлет». Научно-исследовательские работы проводит Авиационный исследовательский и испытательный институт.

**Чили.** Первое ремонтно-сборочное предприятие образовано в 1919 и функционировало до 1960. В 1940—1950-х гг. создан ряд экспериментальных и опытных самолётов собственной конструкции, в 1955 построен военно-тренировочный самолёт, выпускавшийся небольшой серией. В 1984 на базе фирмы, образованной в 1980 военно-воздушными силами, основана государственная фирма «ЭНАЭР». В 1980 была организована сборка лёгких самолётов фирмы «Пайпер» для военно-воздушных сил и лётных клубов. В 30-х гг. велось производство тренировочного самолёта «Пиллан» на основе американской модели и реактивного учебно-боевого самолёта «Халькон» на базе испанской модели С-101, осуществлялась модификация истребителей «Мираж» 50, построен туристский самолёт «Намку».

**Швейцария.** **А. п.** образована после Первой мировой войны, когда началось производство по лицензиям на государственных авиационных заводах и на фирме, основанной немецким конструктором К. Дорнье. Производились военные и гражданские самолёты, в том числе швейцарской конструкции. В 60-х гг. выпускались собственно реактивные истребители Р-16, затем по лицензии французские сверхзвуковые истребители «Мираж» III S; были разработаны транспортные самолёты короткого взлёта и посадки фирмы «Пилатус», имеющей в Великобритании филиал «Пилатус-Бриттен-Норман». В 1976 началось производство американских истребителей F-5 для швейцарских военно-воздушных сил. Основная продукция 80-х гг.: лёгкие транспортные самолёты Пилатус «Портер», «Турбо-Портер» и «Туин-Портер», спортивные и тренировочные самолёты, планеры.

**Швеция.** **А. п.** сформировалась в 20-х гг., когда в Швеции начали функционировать филиал германской фирмы «Юнкерс» и государственные авиационные заводы, выпускавшие лицензионную продукцию. В годы Второй мировой войны выпускались собственные боевые самолёты. После 1945 началось производство реактивных военных самолётов шведской конструкции, в том числе на экспорт. Вследствие сильной конкуренции на мировом рынке **А. п.** получила военную ориентацию и почти полностью обеспечивала военно-воздушные силы Швеции авиационной техникой. Производственные мощности реализовывались не полностью из-за трудностей экспорта военной продукции, обусловленных также использованием иностранной технологии. Современные **А. п.** представляют крупные промышленные концерны, имеющие авиационные отделения: «СААБ-Скания» (самолёты), «Вольво» (авиадвигатели), «Л. М. Эрикссон»

(электронное оборудование), «Бофорс» (авиационное оружие).

Основные программы 80-х гг.: производство истребителя «Вигген», пассажирского самолёта СААБ-340 (разработанного совместно с США), двигателей, управляемых ракет; постройка и испытания истребителя нового поколения JAS 39 «Грипен».

**Югославия.** Первая авиационная фирма образована в 1923. К 1939 **А. п.** насчитывала четыре авиационных завода, осуществлявших постройку самолётов собственных конструкций (истребители ИК-2, ИК-3, бомбардировщик-разведчик Р.313, учебно-тренировочные самолёты СИМ-ХІІ, СИМ-ХІ, самолёт-разведчик СИМ-ХІV и т. д.), а также широкое производство по лицензии самолётов зарубежных конструкций.

В период Второй мировой войны **А. п.** была разрушена и возобновила деятельность в 1945. Осуществлялось производство по лицензии самолётов Ил-2 и Як-3, в дальнейшем были построены шесть экспериментальных самолётов с турбореактивными двигателями, разработаны и производились несколько типов лёгких и учебно-тренировочных самолётов. Более интенсивная деятельность развернулась в 60-х гг. В середине 80-х гг. производились лёгкий истребитель-бомбардировщик J-22 «Орао» (разработанный совместно с Румынией), учебно-тренировочные самолёты G-4 «Супер Галев» и УТВА-75. По лицензии строился вертолёт Аэропасаьяль SA 342 /«Газель». Выпускалось несколько типов планеров собственных конструкций и по лицензии. Имелись два крупных авиационных завода: «СОКО» и «УТВА».

**Южно-Африканская Республика.** В 1965 образована фирма «Атлас», начавшая производство по лицензии реактивного тренировочного самолёта «Импала» Mk 1 на основе итальянского самолёта MB.326, а затем боевого варианта Mk 2. В 1975 разработан лёгкий восьмиместный самолёт короткого взлёта и посадки С4М оригинальной конструкции. Велось производство французского истребителя «Мираж» F-1, обеспечивались обслуживание и ремонт авиационной техники военно-воздушных сил ЮАР. Небольшие частные фирмы строили собственные летательные аппараты, в том числе лёгкие экспериментальные автожиры. В 80-х гг. разработаны истребитель «Чита» (на основе французского истребителя «Мираж» III), боевые вертолёты ХН-1, ХТР-1 (на основе французских моделей) и ХН-2 (собственной конструкции).

**Япония.** В 1911—1919 построено около 100 самолётов. Фирма «Накадзима» начала выпускать авиационную продукцию в 1914, «Кавасаки»—в 1918. После Первой мировой войны широко закупалась иностранная авиационная техника и лицензии (в основном английская и французская), использовались иностранные специалисты. До середины 20-х гг. почти все самолёты были импортированы или построены по лицензии, но уже в 1934 90% самолётов вооружённых сил были японской конструкции, и **А. п.** стала в значительной степени независимой.

Милитаризация Японии привела к интенсивному развитию военной авиации в ущерб гражданской. В 1930 выпущено 445 самолётов, в 1935 — 962. С середины 30-х гг., когда существенную помощь Японии оказывали Германия и Италия, был создан ряд военных самолётов, соответствующих лучшим мировым образцам (например, палубный истребитель, известный под названием «Зеро»), хотя в целом по серийной продукции Япония уступала ведущим авиационным странам. Перед Второй мировой войной производственные мощности **А. п.** резко возросли: в 1937 выпущено 1511 самолётов, в 1938 — 3201 и в 1939 — 4467. Максимальная месячная производительность была достигнута в июне 1944 — 2857 самолётов и около 5000 авиадвигателей. В конце войны предпринимались попытки наладить производство реактивных самолётов по германским лицензиям. За период 1940—1945 было построено ~ 75 тысяч самолётов.

После капитуляции Японии авиационная деятельность в стране была запрещена, но уже в начале 50-х гг. **А. п.** стала возрождаться (ремонт американской авиационной техники, производство самолётов, вертолётов и двигателей в основном по американским лицензиям). В 60—70-х гг. создавались и выпускались самолёты японской конструкции: сверхзвуковой тренировочный самолёт Т-2 и его боевой вариант F-1, военно-транспортный самолёт С-1, летающая лодка

противолодочной обороны PS-1, пассажирский самолёт YS-11; расширялось участие в международных программах.

**А. п.** представляют главным образом авиакосмические отделения крупных промышленных концернов: «Мицубиси», «Кавасаки», «Фудзи», «Исикавадзима харима». Национальная авиационная космическая лаборатория руководит созданием экспериментальных образцов авиационной техники.

Основные программы 70—80-х гг.: лицензионное производство американского истребителя F-15 и самолёта противолодочной обороны «Орион»; выпуск реактивных тренировочных самолётов T-2 и T-4, сверхзвукового истребителя-бомбардировщика F-1, самолёта-амфибии US-1 и летающей лодки PS-1 фирмы «Син мейва», военно-транспортного самолёта C-1, административного самолёта MU-2; создание экспериментального малошумного транспортного самолёта короткого взлёта и посадки «Азука»; выпуск военных и гражданских вертолёт по американским лицензиям и совместно с ФРГ, лёгких транспортных и административных самолётов (по американским лицензиям), управляемых ракет (в том числе собственно разработки), газотурбинных двигателей, компонентов конструкции для американских пассажирских самолётов; разработка истребителя SX-3 на основе американской Модели F-16, НИОКР по воздушно-космическим летательным аппаратам.

**Прочие страны.** В Греции первая авиационная фирма создана в 1925, в 1938 стала государственным предприятием и до 40-х гг. производила самолёты английских и германских конструкций. **А. п.** начала возрождаться после основания в 1975 государственного авиационного комплекса (НАИ — Hellenic Aerospace Industry), официально открытого в 1979 и ведущего производство деталей и узлов авиационных конструкций и двигателей, авиационного оборудования в основном по иностранным заказам, а также обслуживание и ремонт летательных аппаратов. В Новой Зеландии, где авиационные предприятия существуют с 30-х гг., выпускаются сельскохозяйственные, учебно-тренировочные и лёгкие транспортные самолёты. В Пакистане выпускается лёгкий многоцелевой самолёт на основе швед, модели «Сафари». В Португалии государственные авиационные заводы (основаны в 1918) участвуют в международных программах, осуществляют обслуживание и ремонт авиационной техники. Сингапур выполняет ремонт и модернизацию летательных аппаратов зарубежных моделей, в 80-х гг. осуществлялась сборка итальянских реактивных тренировочных самолётов S 211, вертолётов французских моделей. Таиланд создал в 80-х гг. собственно тренировочный самолёт и участвует в производстве тренировочного самолёта «Фантрейнер» (ФРГ), Тайвань в 70—80-х гг. выпускал по американским лицензиям вертолёты, тренировочные самолёты и истребитель F-5, реактивный тренировочный самолёт АТ-3 собственной разработки, построил собственно сверхзвуковой истребитель «Цзинго». В Турции в 80-х гг. с участием капитала США построены заводы для частичного производства и сборки американских истребителей F-16, велась сборка вертолётов Белл УН-1Н. На Филиппинах в 1973 образована государственная фирма, выпускавшая немецкий вертолёт Во.105 и английский транспортный самолёт «Айлендер», выполнялись обслуживание и ремонт авиационной техники. В Республике Корея ведётся сборка американских вертолётов MD 500 и истребителей F-5, в 90-х гг. планировалось выпускать по лицензии американский истребитель F-16 для собственных военно-воздушных сил.

Рис. многих зарубежных летательных аппарат приведены в приложении II (табл. III—IX, XIV, XV, XIX—XXII, XXX—XXXVIII).

*Ю. Я. Шилов, М. А. Левин.*

На заводе «Дукс»

Заводской корпус одного из первых двигателестроительных предприятий России.

Сборка штурмовика Ил-2

## Сборка истребителей Як-7

В сборочном цехе Запорожского производственного объединения «Моторостроитель».

Сборка самолета Ил-86 на Воронежском авиационном заводе.

**авиационная ядерная силовая установка** (АЯСУ) — силовая установка летательного аппарата, в которой теплота, генерируемая в ядерном реакторе, подводится в авиационный газотурбинный двигатель (турбореактивный двухконтурный двигатель, турбореактивный двигатель или турбовинтовой двигатель) к воздуху и преобразуется в тягу. Находится в стадии научных и инженерных исследований. В зависимости от способа подвода теплоты различают АЯСУ открытой и закрытой схем. В АЯСУ открытой схемы (рис. 1) сжатый в компрессоре двигателя воздух нагревается непосредственно в соответствующих каналах ядерного реактора до высокой температуры, поступает в турбину и истекает из реактивного сопла. Защита от радиоактивного излучения ядерного реактора осуществляется отражателями. В АЯСУ закрытой схемы тепловая энергия ядерного реактора подводится в теплообменнике (теплообменниках) газотурбинного двигателя к воздуху теплоносителем, циркулирующим в замкнутом контуре (контурах).

В одноконтурной АЯСУ закрытой схемы имеется один контур теплоносителя, соединяющий ядерный реактор непосредственно с теплообменником (теплообменниками) газотурбинного двигателя. В двухконтурной АЯСУ закрытой схемы имеются два циркуляционных контура теплоносителя, связывающих ядерный реактор с теплообменниками газотурбинного двигателя через промежуточный теплообменник. Наиболее полно требованиям безопасности в условиях эксплуатации отвечает двухконтурная АЯСУ закрытой схемы. Эта АЯСУ (рис. 2) состоит из реакторного блока, второго циркуляционного контура теплоносителя и газотурбинного двигателя. Реакторный блок включает ядерный реактор, первый циркуляционный контур теплоносителя с насосами и запорно-регулирующими вентилями, промежуточный теплообменник, тяжёлую и лёгкую защиту от излучений, защитную противоударную оболочку, позволяющую сохранить герметичность блока при аварии самолёта, а также автономную систему расхолаживания реактора после выключения (для поглощения остаточного тепловыделения после выключения реактора). Теплоносителями первого контура могут быть жидкие щелочные металлы (натрий, литий) или инертные газы (гелий). Масса реакторного блока двухконтурного АЯСУ закрытой схемы составляет 25—30% от взлётной массы тяжёлого дозвукового самолёта. Второй циркуляционный контур теплоносителя, связанный с первым контуром через промежуточный теплообменник, включает теплообменники газотурбинного двигателя, магистральные трубопроводы с тепловой изоляцией, насосы и запорно-регулирующие вентили. Теплоносителями второго контура могут быть жидкие щелочные металлы (натрий, эвтектический сплав натрия — калий) или инертные газы (гелий). Масса второго контура вместе с газотурбинным двигателем составляет 15—20% от взлётной массы самолёта.

Газотурбинный двигатель АЯСУ имеет также обычную камеру сгорания к поэтому может работать как на ядерной энергии, так и на химическом топливе. Взлёт, набор высоты и посадка самолёта с АЯСУ из соображений безопасности должны осуществляться при работе двигателей на химическом топливе; маршевый полёт самолёта осуществляется при работе АЯСУ.

*Лит.:* Теория воздушно-реактивных двигателей, М-, 1975; Muehlbauer J. C., Thompson R. E., Nuclear aircraft innovations and applications, в кн.: AIAA very large vehicle conference, april 26—27 1979, [N. Y.], 1979.

Рис. 1. Авиационная ядерная силовая установка открытой схемы: 1 — вентилятор; 2 — компрессор; 3 — реактор; 4 — активная зона; 5 — радиальный отражатель; 6 — камера сгорания; 7 — сопло внутреннего контура; 8 — турбина; 9 — торцовые отражатели.

Рис. 2. Авиационная ядерная силовая установка закрытой схемы:

1 — сопло; 2 — турбина; 3 — камера сгорания; 4 — теплообменник; 5 — вентилятор; 6 —

компрессор; 7 — трубопроводы; 8 — система расхолаживания; 9 — авиационный газотурбинный двигатель; 10, 12 — насосы; 11 — промежуточный теплообменник; 13 — реактор; 14 — слой защиты от излучений; 15 — противоударная оболочка.

**авиационное происшествие** — событие, связанное с использованием воздушного судна, которое имело место с момента, когда какое-либо лицо вступило на борт с намерением совершить полёт, до момента, когда все лица, находившиеся на борту с целью полёта, покинули воздушное судно, и обусловленное нарушением нормального функционирования воздушного судна, экипажа, служб управления и обеспечения полётов, воздействием внешних условий, в результате которого наступило одно из последствий: хотя бы один человек из находившихся на борту погиб или его здоровью был причинён ущерб, повлёкший смерть в течение 30 суток с момента происшествия; воздушное судно получило повреждения силовых элементов планёра или совершило посадку на местность, эвакуация с которой является технически невозможной или нецелесообразной; хотя бы один человек из находившихся на борту пропал без вести и официальные поиски его прекращены.

**К А. п.** не относятся: гибель кого-либо из находившихся на борту воздушного судна в результате естественных причин, умышленных действий самого потерпевшего или других лиц, не связанная с функционированием воздушного судна; гибель какого-либо лица, самовольно проникшего на воздушное судно и находившегося вне зон, куда открыт доступ пассажирам; локализованное разрушение двигателя, если повреждён только сам двигатель, повреждение воздушных винтов, несилowych элементов планёра, обтекателей, законцовок, стёкол, антенн и других выступающих деталей, пневматиков и тормозных устройств шасси и других элементов, если эти повреждения не нарушают общей прочности конструкции; разрушение или повреждение элементов несущих и рулевых винтов, втулки несущего или рулевого винта, разрушение или рассоединение трансмиссии, разрушение вентиляторной установки, редуктора, если эти случаи не привели к повреждениям или разрушениям силовых элементов фюзеляжа (балок); повреждение обшивки фюзеляжа (балок) без повреждения силовых элементов.

**А. п.** в зависимости от тяжести наступивших последствий подразделяются на катастрофы и **А. п. без человеческих жертв**.

**авиационно-техническая база** (АТБ) — в России, структурное подразделение эксплуатационного авиационного предприятия гражданской авиации (объединённого авиаотряда, аэропорта, производств, объединения); обеспечивает техническое обслуживание и подготовку к полётам самолётов и вертолётов, находящихся в её ведении в аэропорту базирования, а также в приписных аэропортах и на временных аэродромах. Кроме того, выполняет обслуживание летательных аппаратов других предприятий гражданской авиации, совершающих посадку в базовом и приписном аэропортах, техническое обслуживание и подготовку к полётам летательных аппаратов других ведомств, а также иностранных авиакомпаний.

В состав **АТБ** обычно входят следующие цехи (участки, лаборатории, группы): оперативного обслуживания авиационной техники; периодического обслуживания авиационной техники; проверки и текущего ремонта авиационного радиоэлектронного оборудования; текущего ремонта летательных аппаратов и др.

**авиационно-химические работы** (АХР) — защита растений от вредителей и болезней, внесение минеральных удобрений, борьба с сорной растительностью, дефолиация (удаление листьев) и десикация (ускорение созревания) сельскохозяйственных культур и лесных насаждений с помощью самолётов и вертолётов, оборудованных аппаратурой для опрыскивания жидкими химикатами или для разбрасывания удобрений и опыления сыпучими химикатами. АХР проводятся в ограниченные сроки, лимитируемые метеорологическими и агротехническими условиями. В России для АХР используются лёгкие самолёты (Ан-2 и другие) и вертолёты (Ми-2, Ка-26 и другие) сельскохозяйственной авиации. АХР проводятся на малых высотах (5—50 м), как правило, рано утром (до появления восходящих потоков воздуха и усиления ветра) и вечером (с момента прекращения указанных явлений).

Авиационный способ внесения химикатов по технической, хозяйственной и экономической эффективности не уступает наземному, а по таким показателям, как производительность труда, возможность обработки на влажной почве без уплотнения и разрушения её структуры и повреждения растений, значительно превосходит его.

Ежегодно АХР в СССР в 80-х гг. проводились на площади более 100 миллионов га.

**авиационные материалы** — материалы, применяемые в летательных аппаратах. В отечественной практике **А. м.** по назначению подразделяются на конструкционные, определяющими характеристиками которых являются механические свойства, и материалы неконструкционного назначения, определяющими параметрами которых являются специфические физико-химические свойства. По своей природе **А. м.** подразделяются на металлические, неметаллические и композиционные; по условиям эксплуатации — на жаропрочные, для работы при низких температурах, тепло-, износо-, коррозионно-, топливо-, масло-, огнестойкие и т. д. Отдельные классы **А. м.**, в свою очередь, подразделяются на многочисленные группы: металлические **А. м.** — на металлические сплавы и *покрытия металлов*; неметаллические **А. м.** — на пластики конструкционного и радиотехнического назначения, *волокнистые материалы*, *лакокрасочные материалы* и эмали, *клеи*, смазочные материалы, оптические материалы, декоративные материалы, керамические и металлокерамические материалы, эластомерные материалы, рабочие жидкости бортовых систем, радиопрозрачные и радиопоглощающие материалы и др. Композиционные материалы по своей природе подразделяются на волокнистые, слоистые, порошковые и смешанного типа; по виду матрицы — на материалы с металлическими и неметаллическими матрицами и полиматричные материалы.

Уже за три столетия до создания первых летательных аппаратов тяжелее воздуха люди понимали, что необходимые для них материалы должны отвечать определенному требованию — сочетанию лёгкости и прочности. Однако разработкой таких материалов не занимались, и для постройки (1883) первого в России самолёта *А. Ф. Можайский* использовал обычные материалы: сталь, шёлк, льняной линь и т. п. Но в начале XX в., когда в России появились заводы для строительства самолётов, **А. м.** были выделены в отдельную группу материалов; начали публиковаться научные работы отечественных учёных в области **А. м.** Основными **А. м.** тогда были древесина (сосна, липа, тополь и другие), одной из важных характеристик которой считалась способность надёжно держать гвозди. Для обтяжки крыльев и поверхностей применялись ткани (перкаль, шёлк), прорезиненные или с водонепроницаемым покрытием, например лаками. Алюминий только осваивался промышленностью и применялся в виде отдельных отливок, листов и тянутого материала для капотов двигателей и обшивки гондол. Некоторые детали самолётов изготавливали из магния (сплав 90—98% алюминия и магния). Но в силу исторически сложившихся традиций и реальных возможностей строительства самолётов основным конструкционным материалом в отечественном авиастроении оставалась древесина, которая широко использовалась вплоть до окончания Великой Отечественной войны.

В начале 20-х гг. в конструкции отечественных самолётов появился алюминий, обладающий по сравнению с другими применяемыми в то время материалами наибольшей удельной прочностью и большей долговечностью. С 1920 в Московском высшем техническом училище, Центральном аэрогидродинамическом институте и на некоторых предприятиях проводились разработки алюминиевых сплавов. Для решения задачи строительства цельнометаллических самолётов и организации в стране производства алюминиевых сплавов в 1922 в Центральном аэрогидродинамическом институте была образована Комиссия по постройке металлических самолётов, председателем которой был назначен *А. Н. Туполев*.

Для обеспечения самолётостроения качественными металлическими и неметаллическими материалами 6 октября 1925 коллегия Центрального аэрогидродинамического института приняла решение о создании Отдела испытаний авиационных материалов и конструкций. В 1928—1929 наряду с алюминием в опытных самолётах начали использовать более прочный материал — сталь.

Возникла потребность в высокопрочных сталях без дорогих импортируемых легирующих элементов — молибдена и никеля. Возрастающая роль **А. м.** в создании передовой авиации потребовала организации научно-исследовательского центра по **А. м.** В 1932 в составе Главного управления авиационной промышленности был организован *Всесоюзный научно-исследовательский институт авиационных материалов* (ВИАМ). В 1934—1935 в ВИАМ были проведены исследования среднеуглеродистой стали с марганцем, хромом и кремнием. Дальнейшие изыскания привели к созданию в 1936—1938 первой отечественной самолётной высокопрочной стали, получившей название хромансиль. Хромансиль и сейчас успешно применяется для силовых конструкций самолётов всех типов (в США авиационные стали разработаны и внедрены только после 1952). Прочность современных отечественных конструкционных деформируемых сталей достигает 2000 МПа и более. В начале 30-х гг. были разработаны «электроны» — лёгкие *магниево-алюминиевые сплавы* для самолётов, дающие экономию массы по сравнению с алюминием на 1/5—1/3.

В годы Великой Отечественной войны одной из важнейших стала задача повышения боевой живучести самолётов. Важную роль в решении этой задачи сыграла разработанная в ВИАМ авиационная броня. Во время войны в ВИАМ были разработаны и другие уникальные для того времени **А. м.**; жаропрочные стали для клапанов без дефицитного кобальта; прозрачная броня из органического стекла для остекления самолётов; специальная фибра для топливных баков с протектором из резины, затягивающей пробоины; маскирующие покрытия для самолётов, которые не обнаруживались при инфракрасной аэрофотосъёмке, сливаясь с фоном местности.

Послевоенное развитие авиационной техники выдвинуло задачу создания **А. м.** для реактивной и высотной авиации. Для решения этой задачи в конце 40-х — начале 50-х гг. были созданы и освоены деформируемые *жаропрочные сплавы*. Одновременно ВИАМ по предложению *С. Т. Кишкина* начал разрабатывать для лопаток турбин высокотемпературных реактивных двигателей литейные жаропрочные сплавы, обладающие рядом преимуществ перед деформируемыми (можно ввести больше легирующих элементов, отливать полые охлаждаемые лопатки, скорость диффузии в литейных сплавах меньше, а стабильность структуры больше). Температурный уровень жаропрочности отечественных жаропрочных сплавов возрос с 800 до 1050 С при напряжении 140 МПа за 100 ч.

В конце 40-х гг. ВИАМ разработал высокопрочные мартенситно-старяющиеся коррозионно- и жаростойкие стали и стали переходного класса с низким содержанием углерода. В тот же период сотрудниками ВИАМ были разработаны и внедрены в конструкцию самолётов высокопрочные деформируемые алюминиевые сплавы, а в конце 50-х — начале 60-х гг. — литейные алюминиевые сплавы, у которых легированием редкоземельными элементами или оптимизацией химического состава была достигнута высокая прочность при температурах до 400{{°}}С. Прочность современных алюминиевых сплавов достигает 750 МПа для деформируемых и 550 МПа для литейных.

Повышение уровня рабочих напряжений, температур и требований к удельной прочности и весовой отдаче самолётов привели к внедрению в авиацию в 50-х гг. *титановых сплавов*, характеризующихся удачным сочетанием небольшой плотности, высокой прочности, жаропрочности и коррозионной стойкости и превосходящих по удельной прочности большинство других сплавов. Прочность современных титановых сплавов достигает 1600 МПа. В 50-х же гг. в авиационной технике начали применяться *бериллиевые сплавы*, которые по прочности и некоторым другим свойствам в ряде случаев превосходят алюминиевые и титановые сплавы. Находят применение в авиации *медные сплавы*, получают распространение сплавы на основе *тугоплавких металлов*.

Улучшение характеристик **А. м.** шло в основном по пути использования для легирования или в качестве основы всё более широкого набора химических элементов. Это в свою очередь требовало совершенствования существовавших и разработки новых технологических процессов и оборудования. Для этих целей в 1961 был создан *Всесоюзный институт лёгких сплавов* (ВИЛС).

Послевоенное развитие авиации потребовало создания и неметаллических **А. м.** с различными специфическими свойствами. В конце 40-х — начале 50-х гг. были начаты разработки полимеров как основы широкой гаммы неметаллических материалов для реактивной авиации: конструкционных пластиков и пенопластов (см. *Пеноматериалы*), эластомеров и *резин* для уплотнений, *герметиков*, *клеёв*, рабочих жидкостей гидросистем, материалов остекления (см. *Стекло* в авиационной), *теплозащитных материалов*, *теплоизоляционных материалов*, *звукопоглощающих материалов*, облицовочных материалов. В 50—60-х гг. были созданы полимеры, ставшие основой многие теплостойких неметаллических **А. м.**, нашедших широкое применение в авиации. В 30-х гг. были начаты разработки вибропоглощающих вязкоупругих материалов для снижения виброперегрузок на участках, примыкающих к двигателю, гашения шума, излучаемого обшивкой, повышения усталостной долговечности деталей и т. д. Ужесточение требований к пожаробезопасности самолётов в 50—60-х гг. привело к созданию полимерных **А. м.** с пониженной горючестью.

В 60-х гг. были начаты работы по созданию и применению конструкционных *композиционных материалов*, сложно армированных различными упрочнителями, вводимыми извне или образующимися в материале (например, в электрических жаропрочных сплавах направленной кристаллизации и в самоармируемых полимерах), имеющих более высокие удельные прочность и жёсткость, чем классические материалы. Разработаны новые технологические процессы, обеспечивающие высокое качество и чистоту **А. м.**: выплавка металла в специальных средах, регламентированная и направленная кристаллизация, использование эффекта сверхпластичности, порошковая (гранульная) металлургия (см. *Порошковые материалы*, *Гранулируемые сплавы*, *Дисперсноупрочнённые материалы*) с использованием высокоскоростной кристаллизации, газо- и гидростатическое прессование и другие. Большая роль в использовании порошковой (гранульной) металлургии для получения **А. м.** принадлежит ВИЛС. Для повышения безопасности полётов во всепогодных условиях разработаны материалы и методы защиты от грозовых разрядов и разрядов зарядов статического электричества. Насыщенность современных летательных аппаратов радиоэлектронной аппаратурой обусловила разработку материалов, защищающих электронные системы от интерференции электромагнитного излучения. Стремление повысить боевую живучесть самолётов и вертолётов привело к созданию новых видов **А. м.**, обеспечивающих стойкость к поражающим факторам систем оружия и пониженный уровень демаскирующих сигналов, воспринимаемых радиолокационными, инфракрасными, акустическими, оптическими и другими системами обнаружения. Для защиты кабины пилота, двигателя и важных систем самолёта разработаны новые виды брони — металлическая, керамическая, пластмассовая, комбинированная.

Для обеспечения оптимальных условий обзора и защиты от факторов окружающей среды созданы надёжные теплостойкие материалы остекления самолётов. Разработаны остекление с поляризующими фильтрами и фотохромное стекло для регулирования светопропускания, стекло, защищающее пилота от светового излучения ядерных взрывов и другие. С повышением скоростей и усилением интенсивности воздушного движения непрерывно возрастает опасность столкновения самолёта с птицами, поэтому ведётся поиск материалов и конструкций остекления, способных выдерживать такие столкновения.

Появление радиолокационных станций обнаружения привело к созданию *радиопоглощающих материалов*, обеспечивающих уменьшение эффективной отражающей поверхности летательного аппарата с целью их противорадиолокационной маскировки. Для защиты антенн самолётных радиолокационных станций от воздействия аэродинамических и термомеханических нагрузок разработаны *радиопрозрачные материалы* с покрытиями, защищающими от пылевой и дождевой эрозии, а для новейших самолётных многомодовых радиолокационных станций с интегральными системами типа «обтекатель — антенна» — радиопрозрачные материалы, включающие элементы радиотехнических систем (волноводные фазовращатели и т. д.). Появление инфракрасных систем обнаружения, пеленгации и автоматического сопровождения привело к разработке как инфракрасных прозрачных материалов, используемых в качестве преломляющих сред, так и к

созданию инфракрасных поглощающих материалов для маскировки летательных аппаратов.

Разрабатываются материалы и методы защиты от поражающего фактора ядерных взрывов — электромагнитного импульса, который приводит к появлению на обшивке самолёта поверхностных токов силой 5—10 кА с частотой 1—10 МГц и соответствующих электрических и магнитных полей, выводящих из строя радиоэлектронную аппаратуру. Для защиты летательного аппарата от рентгеновского излучения ядерного взрыва создаются экранирующие материалы.

Дальнейшее развитие **А. м.** определяется требованиями прогресса науки и техники. Ведущиеся исследования по применению водорода в качестве авиационного топлива охватывают и разработку **А. м.**, способных работать в среде водорода и продуктов его сгорания, открываются перспективы улучшения свойств **А. м.** за счёт космической технологии, основанной на особенностях протекания в невесомости таких физико-химических явлений, как диффузия, поверхностное натяжение, теплоперенос, кристаллизация и другие. Непрерывный прогресс в области **А. м.** является одной из основ дальнейшего развития авиации.

*Р. Е. Шалин.*

**авиационный боевой комплекс** (АБК) — функционально взаимосвязанная совокупность летательных аппаратов (со всеми комплектующими его системами и изделиями), технических средств обеспечения (ТСО) и инженерно-строительных сооружений, объединённых для самостоятельного или совместного с боевыми комплексами других родов войск выполнения боевых задач. Различают АБК истребительные, ударные, разведывательные, военно-транспортные и другие ТСО, включаемые в АБК, подразделяются на средства наземного обслуживания летательных аппаратов, подготовки и содержания аэродромов, связи и управления и др. Термин применяется с начала 70-х гг.

**авиационный научно-технический комплекс имени А. Н. Туполева.** История предприятия восходит к 1922, когда при Центральном аэрогидродинамическом институте была образована Комиссия по постройке металлических самолётов, а председателем комиссии назначен *А. Н. Туполев*, возглавлявший в Центральном аэрогидродинамическом институте Авиационный отдел, который стал затем по существу самолётостроительным КБ с собственной производственной базой (сначала мастерские, а с 1926 — опытный завод). Это подразделение Центрального аэрогидродинамического института, носившее впоследствии различные названия — отдел авиации, гидроавиации, опытного строительства (АГОС), ЦКБ Центрального аэрогидродинамического института, сектор опытного строительства (СОС), специализировалось главным образом на разработке и постройке опытных образцов цельнометаллических самолётов; выполнялись также работы по аэросаням, глиссерам, торпедным катерам, дирижаблям. В 1936 конструкторский отдел СОС (КОСОС) и завод опытных конструкций (ЗОК) были выделены из Центрального аэрогидродинамического института и образовали авиационный завод № 156 Наркомтяжпрома. В 1938—1941 на его территории располагалось ЦКБ-29 НКВД, в котором работали многие репрессированные в те годы авиационные специалисты, в том числе Туполев и другие сотрудники завода, а производственная база использовалась для постройки опытных образцов самолётов, разрабатывавшихся в ЦКБ. В июле 1941 предприятие было перебазировано в Омск (см. *Омское производственное объединение «Полёт»*), а в середине 1943 эвакуировано и продолжило свою деятельность (снова как завод № 156) в Москве. О самолётах, созданных на предприятии под руководством А. Н. Туполева и его преемника А. А. Туполева, см. в статье *Ту*. Современное название — с 1989, имя А. Н. Туполева присвоено в 1973. В разные годы здесь работали *А. А. Архангельский*, *Н. И. Базенков*, *В. Н. Беляев*, *А. П. Голубков*, *С. М. Егер*, *Д. С. Марков*, *В. М. Мясищев*, *А. В. Надашкевич*, *И. Ф. Незваль*, *А. И. Некрасов*, *В. М. Петляков*, *А. И. Путилов*, *Е. К. Стоман*, *П. О. Сухой*, *А. М. Черёмухин*, *В. А. Чижевский* и многие другие известные конструкторы и учёные. Предприятие награждено двумя орденами Ленина (1947, 1972), орденом Октябрьской Революции (1971).

**авиационный спорт** — один из видов технического спорта; учебно-тренировочные занятия и

соревнования на летательных аппаратах в выполнении фигур высшего пилотажа, а также в скорости, дальности, высоте, скороподъёмности, грузоподъёмности и продолжительности полёта. Различают *самолётный спорт*, *вертолётный спорт*, *планёрный спорт*, *парашютный спорт*, *дельтапланёрный спорт* и *авиамоделный спорт*. **А. с.** возник в начале XX в. с появлением летательных аппаратов и изготовлением их моделей. Созданная *Международная авиационная федерация* — ФАИ (1905) провела в 1909 авиационную неделю, в ходе которой лётчики (21 человек) соревновались в дальности, скорости и высоте полёта. В России первые соревнования лётчиков и авиамоделлистов (отдельно) состоялись в 1910. Зарегистрированы первые достижения: продолжительность полёта на самолёте — 2 ч 4 мин, высота — 600 м, дальность полёта модели — 170 м. В СССР развитие **А. с.** связано с деятельностью *Общества друзей воздушного флота* (с 1923), позднее — *Осоавиахима* (с 1927). По их инициативе в стране организовывались авиамоделльные и планёрные состязания. Дальнейшее развитие **А. с.** связано с принятием комсомолом в 1931 шефства над Военно-воздушным флотом. Осоавиахим создал сотни планёрных школ и кружков. Полётам на планерах и самолётах в них обучались десятки тысяч человек. Между аэроклубами и отдельными городами ежегодно проводились соревнования, в ходе которых зарегистрированы выдающиеся достижения. Первый советский мировой рекорд установлен В. М. Ильченко на двухместном планёре 21 октября 1936. Рекордными были также полёты П. Д. Осипенко на гидросамолёте с поршневым двигателем 22 мая 1937 и 2 июля 1938.

В начале 30-х гг. стал развиваться парашютный спорт. После первого слёта спортсменов-парашютистов (1935) во многих городах регулярно проводились показательные выступления, соревнования в прыжках на точность приземления. В 1935 на базе Центральной летно-технической школы и Высшей парашютной школы Осоавиахима был создан *Центральный аэроклуб СССР*, который стал методическим центром подготовки авиационных спортсменов. С 1949 всесоюзные состязания по парашютному спорту организуются ежегодно. Советские парашютисты в предвоенные годы добились значительных успехов — по числу рекордов они занимали одно из первых мест в мире. В послевоенный период появились новые виды **А. с.** (вертолётный, дельтапланёрный), разновидности уже сложившихся видов спорта — дельталётный, парашютное многоборье, групповая парашютная акробатика, ракетомоделизм. Проводятся соревнования на самолётах с реактивными двигателями, летательных аппаратах на мускульной силе, с коротким взлётом и посадкой. Руководство **А. с.** до 1991 осуществлял *ДОСААФ СССР*. Подготовка спортсменов проводится в аэроклубах и других учебных авиационно-спортивных организациях, которые располагают необходимой материальной базой — аэродромами, летательными аппаратами, парашютной техникой. В 1990 в СССР было более 200 аэроклубов, сотни юношеских планёрных школ, парашютных секций и дельтаклубов. С 1985 снижен возрастной ценз для занятия самолётным спортом — до 16 лет, парашютным — до 15 лет, планёрным — до 14 лет. По данным Международной авиационной федерации на 1 января 1991 по основным видам **А. с.** из 1461 мирового рекорда 773 принадлежали СССР, в том числе по самолётному 641 (из 1087 зарегистрированных), по парашютному 52 (из 66), по вертолётному 47 (из 123), по авиамоделльному 29 (из 86). См. статью *Рекорды авиационные*. Г. П. Поляков. А. П. Колядин.

**авиационный транспорт** — то же, что *воздушный транспорт*.

**авиация** (французское aviation, от латинского avis — птица) — широкое понятие, связанное с полётами в атмосфере аппаратов тяжелее воздуха. **А.** включает необходимые технические средства и личный состав, функционирует в рамках сложившихся организационных структур и опирается на специальные отрасли знаний. **Авиационная техника** наряду с *летательными аппаратами*, реализующими преимущественно динамические принципы создания подъёмной силы (*самолётами*, *планерами*, *автожирами*, *вертолётами*, *винтокрылами* и другими), охватывает также различные наземные средства, обеспечивающие подготовку летательных аппаратов к полёту и выполнение полётного задания. Создание авиационной техники сосредоточено в авиационной промышленности, отраслях радиоэлектронного профиля и других, которые проводят научные исследования и осуществляют разработку и изготовление соответствующей продукции. **Личный**

**состав А.** включает лётный состав, а также широкий круг специалистов, связанных с техническим обслуживанием авиационной техники, управлением воздушным движением и т. д. В соответствии с назначением различают гражданскую и военную А. Гражданская А. может включать как государственные *авиапредприятия транспортные*, так и частные или смешанные авиакомпании. В ряде государств принято выделять так называемую А. общего назначения, к которой относят личные, служебные, спортивные и некоторые другие летательные аппараты. В СССР применение летательных аппаратов для пассажирских и грузовых перевозок и в других целях было подведомственно Министерству гражданской авиации СССР (см. Гражданская авиация СССР), а руководство развитием *авиационного спорта* осуществлял *ДОСААФ СССР*. Парк летательных аппаратов гражданской А. включает магистральные пассажирские самолёты, самолёты местных воздушных линий, самолёты и вертолёты для перевозки грузов, проведения *авиационно-химических работ* (см. также *Сельскохозяйственная авиация*), медицинского обслуживания населения (см. *Санитарная авиация*), *аэрофотосъёмки* и других работ. Военная А. может выступать в качестве самостоятельного вида вооружённых сил или входить в состав других видов вооружённых сил: военно-воздушных сил (см. *Военно-воздушные силы*), военно-морской флот (см. *Морская авиация*), войск ПВО (см. *Авиация ПВО*), сухопутных войск (армейская А.) и др. Обеспечение эксплуатации авиационной техники требует развития сети аэропортов (аэродромов), центров и пунктов управления воздушным движением, ремонтных предприятий, учебных заведений для подготовки лётного и инженерно-технического состава и других служб. **Авиационная наука**, формирующая основы создания и применения авиационной техники, базируется на достижениях аэродинамики, газовой динамики, механики полёта, аэронавигации, теории автоматического регулирования, строительной механики, материаловедения, технологии, акустики, радиоэлектроники, эргономики, метеорологии, медицины, экономики, военных наук и т. д.

**Зарождение и начальный период развития А.** (рис. в таблице I—V). Известно, что люди далёкого прошлого наделяли способностью летать не только богов, но также персонажей мифов, легенд и сказаний. О многочисленных попытках человека летать самому с помощью искусственных крыльев свидетельствуют сохранившиеся летописи. Эти попытки основывались на подражании полёту птиц и не были подкреплены какими-либо знаниями о законах полёта. У истоков научных исследований, прямо или косвенно связанных с решением проблем полёта, стояли многие выдающиеся учёные. *Леонардо да Винчи* изучал полёт птиц, строение их тела и крыльев, разрабатывал искусственные крылья, пытался опытным путём постигнуть сопротивление среды движению в ней тел. В его рукописях приведены рисунки парашюта, мускульной крыльчатой машины (*махолёта*) и летательного аппарата типа вертолёта, который должен был «ввинчиваться» в воздух с помощью Архимедова винта. В XVII—XVIII вв. исследования сопротивления тел, движущихся в жидкости или газе, получили широкое развитие, что было вызвано рядом актуальных проблем (движение маятника, свободное падение тел, баллистика, судостроение и др.). *И. Ньютон* первым предпринял попытку дать теоретическое объяснение сопротивлению, базирующееся на представлениях о механическом (ударном) воздействии частиц жидкости (газа) на поверхность тела. основополагающие уравнения гидродинамики были получены *Д. Бернулли*, *Л. Эйлером* и *Ж. Лагранжем*. Эта наука позднее нашла приложение к решению задач обтекания летательного аппарата. Независимо от Леонардо да Винчи, о проекте которого стало широко известно лишь в конце XIX в., идея вертолёта была разработана и экспериментально обоснована *М. В. Ломоносовым*. В 1754 он представил собранию Петербургской АН модель «аэродромической машины», предназначенной для подъёма метеорологических приборов и оборудованной для этого двумя противоположно вращающимися крыльями (теперь их называют несущими винтами) с приводом от часовой пружины. Опыты наглядно продемонстрировали образование подъёмной силы (облегчение модели) при вращении винтов, а принцип их противовращения (как один из способов уравнивания реактивного крутящего момента) впоследствии был использован в реальных конструкциях вертолётных. В 1783 состоялись первые полёты людей на летательных аппаратах легче воздуха — аэростатах братьев *Монгольфье* и *Ж. Шарля*. На развитие летательных аппаратов тяжелее воздуха большое влияние оказала

концепция аэроплана (самолёта), зародившаяся в конце XVIII — начале XIX вв. (*Дж. Кейли*) и состоявшая в том, что летательный аппарат может поддерживаться в воздухе несущей поверхностью (неподвижным крылом) при движении аппарата за счёт источника мощности, позволяющего преодолеть сопротивление воздушной среды. Схема самолёта в XIX в. привлекает внимание многих изобретателей. Проекты самолётов с паровыми машинами в качестве двигателей патентуют *У. Хенсон*, *Ф. Дю Тампль* и др. Смелыми новаторскими идеями отличались проекты *Н. А. Телешова* (многоместный пассажирский самолёт, самолёт с пульсирующими реактивными двигателями), *Н. И. Кибальчича* (ракетный летательный аппарат). Выдающаяся роль в развитии отечественной **А.** принадлежит *А. Ф. Можайскому*, который более 30 лет своей жизни посвятил созданию первого в России самолёта. Он строил успешно летавшие модели, проводил исследования воздушных винтов, разработал проект самолёта. В 1883 завершил постройку натурного самолёта и в 1885 предпринял попытку провести лётные испытания, во время которых произошла поломка крыла. После Можайского создать пригодные для полёта самолёты с паровыми машинами пытались *К. Адер* и *Х. Максим*, однако успеха не достигли. Тем не менее жизнеспособность принципа несущей поверхности подтверждалась полётами на безмоторных летательных аппаратах самолётной схемы — планерах, строившихся Кейли, *О. Лилюенталем*, *О. Шанютом* и др. Продолжались изыскания по летательным аппаратам вертолётной схемы, сопровождавшиеся постройкой большого числа летающих моделей и расширением проектных проработок. В России оригинальные проекты вертолётных были разработаны *А. Н. Лодыгиным*, *Д. К. Черновым*, *П. Д. Кузьминским*, *С. С. Неждановским* и другими; экспериментальные исследования несущих винтов проводил *М. А. Рыкачёв*. Экспериментальный подход к разрешению многочисленных и сложных проблем, встававших на пути зарождающейся **А.**, получал всё большее распространение. Особенно большое значение для науки и практики имело создание аэродинамических труб, позволяющих определить характеристики летательных аппаратов посредством испытаний их моделей. Важным результатом фундаментальных исследований XIX в. в области гидродинамики была разработка теоретических основ движения вязкой жидкости и обтекания тел с отрывом струй (*А. Навье*, *Дж. Стокс*, *Г. Гельмгольца*, *Г. Кирхгоф*, *Дж. Рэлей* и др.). Экспериментально установленное *О. Рейнольдсом* существование двух видов течения вязкой жидкости — ламинарного и турбулентного — стало впоследствии играть большую роль при изучении и моделировании обтекания летательных аппаратов. В России в 1880 была опубликована монография *Д. И. Менделеева* «О сопротивлении жидкостей и о воздухоплавании», ставшая капитальным руководством для русских исследователей и инженеров.

Значительным прогрессом в развитии **А.** ознаменовалось начало XX в. 17 декабря 1903 совершили первые успешные полёты братья Орвилл и Уилбер *Райт* на самолёте собственной конструкции. Этому во многом способствовало использование ими более лёгкого, по сравнению с паровыми машинами, поршневого бензинового двигателя внутреннего сгорания (нашедшего к тому времени применение в автомобилестроении), а также то, что они пошли дальше своих предшественников в обеспечении устойчивости и управляемости самолёта. Одновременно с братьями Райт самолёт с поршневым двигателем построил *С. Ленгли*, однако попытки полёта на нём (1903) не были удачными. В последующие годы **А.** начинает быстро развиваться в европейских странах; здесь создателями первых самолётов были *А. Сантос-Дюмон*, *Г. Вуазен*, *Л. Блерио*, *Р. Эно-Пельтри*, *А. Фарман*, *Э. Ньюпор*, *Л. Бреге*, *А. Ро*, *Дж. Де Хэвилленд*, *Ф. Хэндли Пейдж*, *А. Фоккер*, *Дж. Капрони* и др. В России первые показательные полёты (на французских самолётах) состоялись в 1909, а в 1910 поднялись в воздух первые отечественные самолёты *А. С. Кудашева*, *И. И. Сикорского*, *Я. М. Гаккеля*. В числе первых русский конструкторов самолётов были также *А. А. Пороховщиков*, *И. И. Стеглау*, *В. Н. Хиони*, *С. В. Гризодубов*, *В. А. Слесарев*, *Д. П. Григорович*. Большой вклад в популяризацию **А.** и её становление в России внесли первые русский лётчики *М. Н. Ефимов*, *Н. Е. Попов*, *С. И. Уточкин*, *А. А. Васильев*, *Г. В. Алехнович*, *Л. М. Мацневич*, *П. Н. Нестеров*, *Е. Н. Крутень*, *К. К. Арцеулов* и многие другие. К началу 1900-х гг. относится зарождение и развитие новой науки — аэродинамики. Запросы практики поставили перед ней в качестве первоочередной задачи объяснение механизма образования подъёмной силы крыла, дальнейшее изучение проблем сопротивления и решение проблемы крыла в целом — изыскание

таких его форм, которые при наименьшем сопротивлении обладали бы наибольшей подъёмной силой. Фундаментом аэродинамики, явились основополагающие труды *Н. Е. Жуковского*, *С. А. Чаплыгина*, *Ф. Ланчестера*, *Л. Прандтля*, *Т. Кармана* и других учёных (циркуляционная теория профиля крыла, вихревая теория воздушного винта, теория крыла конечного размаха, теория пограничного слоя). В 1907 во Франции были продемонстрированы вертолёты, способные подниматься на небольшую высоту с людьми на борту (один из них построили братья Л. и Ж. Бреге и Ш. Рише, другой — П. Корню); однако создание практически пригодных вертолётов требовало ещё решения многие сложных проблем. Большое значение для развития теории и конструкции вертолётки имели изыскания *Б. Н. Юрьева*: разработка одновинтовой схемы вертолётки с рулевым винтом, изобретение автомата перекося для управления вертолёткой, исследования по теории несущего винта.

Самолётостроение развивалось быстрыми темпами. Наиболее употребительными схемами стали моноплан и биплан с хвостовым оперением, вынесенным на конец открытой стержневой фермы или закрытого корпуса — фюзеляжа. Монопланы оборудовались тянущим воздушным винтом, а бипланы — тянущим или толкающим. Преобладали конструкции с деревянным силовым каркасом и матерчатой обшивкой крыла и фюзеляжа. Наряду с самолётами наземного базирования строились гидросамолёты (*А. Фабром*, *Г. Кёртиссом*, Григоровичем и др.). В 1913 Сикорским были созданы первые в мире тяжёлые четырёхдвигательные самолёты «*Русский витязь*» и «*Илья Муромец*».

**Практическое освоение А.** Повышение скорости, высоты и дальности полёта самолётов позволило приступить к использованию их в практических целях, и на рубеже первого десятилетия XX в. в ряде стран организуется военная А. Впервые в военных целях А. была использована в Ливии итальянцами во время войны с Турцией (1911), а затем на Балканах в войне Греции и Болгарии с Турцией (1912), причём в составе болгарской армии действовал русский добровольческий авиационный отряд. В России был создан ряд оригинальных удачных образцов самолётов, однако военное ведомство предпочитало закупать их за рубежом и на отечественных заводах заказывало в основном самолёты иностранных моделей (исключение составили, по существу, лишь самолёты «*Илья Муромец*» и летающие лодки Григоровича). В период Первой мировой войны А. (рис. в таблицах VI—IX) первоначально использовалась для разведки и связи, а затем для нанесения ударов и борьбы с воздушным противником. В военных действиях принимала участие и морская А., в том числе самолёты корабельного базирования (см. *Авианесущий корабль*). За годы войны значительно улучшились летно-технические характеристики самолётов всех классов: скорость полёта лёгких самолётов возросла от 100—120 до 200—220 км/ч, потолок—с 2000—3000 до 6000—7000 м; бомбовая нагрузка многодвигательных самолётов достигла 2—3,5 т; мощность двигателей увеличилась от 60—95 до 300 кВт. В числе новинок был свободонесущий (то есть без наружных элементов крепления крыла) цельнометаллический моноплан *Г. Юнкерса*. Но наибольшее распространение получили фюзеляжные бипланы с тянущими винтами, поскольку манёвренности и грузоподъёмности бипланов отдавалось тогда предпочтение перед более высокими скоростными качествами монопланов. В военные годы внушительных размеров достигло производство самолётов. Если в начале войны воюющие стороны имели в строю немногим более 800 боевых самолётов, то в ходе войны их было изготовлено свыше 200 тысяч (потери самолётов у Франции, Великобритании и Германии превысили 116 тысяч). Наиболее известными были самолёты французских фирм «*Ньюпор*», «*СПАД*», «*Фарман*», английских «*Сопвич*», немецких «*Фоккер*», «*Альбатрос*». После окончания войны в странах Западной Европы получили развитие авиатранспортные компании, осуществлявшие воздушные перевозки пассажиров, почты, грузов. В этих целях создаются специальные пассажирские самолёты, а также используются переоборудованные военные самолёты. На европейских линиях широко применялись пассажирские самолёты Юнкерса и Фоккера.

**А. в период между Первой и Второй мировыми войнами** (рис. в таблицах X—XV). В 20-х гг. совершенствование самолётов продолжалось как за счёт улучшения их аэродинамических характеристик, так и путём повышения мощности двигателей. Преобладающей аэродинамической

схемой оставался биплан, но на тяжёлых самолётах с большой дальностью полёта начал находить практическое применение свободнонесущий моноплан. Получила распространение практика постройки экспериментальных самолётов, позволявших проверять многочисленные новые научно-технические решения в реальных полётных условиях, а также специальных рекордных (гоночных) самолётов. *Х. Сиерва* создал первый пригодный для практического применения винтокрылый летательный аппарат — автожир.

Зарождение и становление советской **А.** происходило в трудный для страны период Гражданской войны и интервенции, когда авиационная промышленность и воздушный флот пришли в упадок. С первых же дней образования советского государства были созданы органы управления **А.** Авиационные отряды вносили свой посильный вклад в дело защиты Республики. 1 декабря 1918 был организован Центральный аэрогидродинамический институт (ЦАГИ) — научный центр, призванный обеспечить развитие авиационной науки и техники, а в 1920 — первое в стране высшее авиационное учебное заведение — Институт инженеров Красного Воздушного Флота (впоследствии Военно-воздушная инженерная академия имени профессора Н. Е. Жуковского). Первым руководителем этих институтов был Жуковский, который по праву был признан «отцом русской авиации». Он сплотил вокруг себя большую группу учеников и последователей (*А. А. Архангельский, В. П. Ветчинкин, А. А. Микулин, Б. С. Стечкин, А. Н. Туполев, Юрьев* и др.).

С переходом к мирному периоду страна приступила к восстановлению и укреплению авиационной промышленности и воздушного флота. Организуются КБ, возглавляемые *А. Н. Туполевым* (см. Ту), *Н. Н. Поликарповым* (см. *Поликарпова самолёты*), Григоровичем (см. *Григоровича самолёты*), *К. А. Калинин* (см. *Калинина самолёты*). В 1922 были получены первые образцы отечественного алюминиевого сплава — кольчугалюминия, что положило начало развитию цельнометаллических конструкций в советском самолётостроении. 9 февраля 1923 учреждается Совет по гражданской авиации (официальная дата рождения гражданской **А.** СССР); в том же году открывается первая в стране регулярная воздушная линия Москва — Нижний Новгород (годом раньше начались регулярные перевозки на международной авиалинии Москва — Кенигсберг). Первым отечественным пассажирским самолётом был *АК-1* (1924), рассчитанный на перевозку 2—3 пассажиров. В ряду советских самолётов раннего периода видное место занимают тяжёлые бомбардировщики-монопланы *ТБ-1* и *ТБ-3*, истребители *И-2бис*, *И-3*, *И-4*, *И-5*, разведчики *Р-3* и *Р-5*, пассажирские самолёты *АНТ-3* (ПС-9) и *К-5*, многоцелевой самолёт *У-2* (По-2), сыгравшие важную роль в укреплении военно-воздушных сил и развитии гражданской **А.** страны. Серия дальних *перелётов* 20-х гг. наглядно продемонстрировала успехи советской авиационной промышленности и высокое мастерство лётчиков.

Отличительной особенностью мирового авиастроения 30-х гг. было внедрение в конструкцию самолёта большого числа новых технических решений, обеспечивших значительное улучшение его характеристик. В качестве основного направления увеличения максимальной скорости полёта было принято аэродинамическое совершенствование самолёта. Самолёты различных классов и типов стали строиться преимущественно по схеме свободнонесущего моноплана, с гладкой обшивкой крыла, убирающимся шасси, закрытой кабиной экипажа, фюзеляжем обтекаемой формы, что позволило существенно снизить «вредную» площадь самолёта и его аэродинамическое сопротивление (рис. 1). Увеличение *удельной нагрузки* на крыло вызвало необходимость использования средств *механизации крыла*, позволивших повысить его несущие свойства (рис. 2) и сохранить на приемлемом уровне взлётно-посадочные характеристики — посадочную скорость и потребную длину взлётно-посадочной полосы (задолго до широкой практической реализации механизированное крыло было теоретически исследовано Чаплыгиным). Снижение сопротивления силовых установок достигалось применением профилированных капотов на поршневых двигателях воздушного охлаждения, выдвигаемых или туннельных радиаторов для поршневых двигателей жидкостного охлаждения. Лётно-технические характеристики самолётов были улучшены также путём дальнейшего увеличения мощности поршневых двигателей, их высотности (наддув двигателей с помощью нагнетателей воздуха) и применения воздушных винтов изменяемого шага, обеспечивших более эффективное использование мощности двигателя на

различных режимах полёта. Оснащение самолётов более совершенным бортовым оборудованием (радиотехнические средства, гироскопические приборы, автопилоты, противообледенительные устройства и т. д.) позволило выполнять длительные полёты днём и ночью и в неблагоприятных погодных условиях. Среди зарубежных самолётов 30-х гг. выделялся американский пассажирский самолёт Дуглас DC-3, в котором одновременно были реализованы многие из указанных технических новшеств, что предопределило его массовый выпуск и длительную эксплуатацию. Начали создаваться самолёты с наддувом кабины экипажа и пассажирской кабины для длительных полётов на большой высоте, однако более распространёнными такие самолёты стали позднее. Значительному усовершенствованию подверглось вооружение боевых самолётов — начали широко применяться авиационные пушки, повысилась скорострельность пулемётно-пушечного вооружения, увеличилось число огневых точек на самолёте. Получили дальнейшее развитие работы по винтокрылым летательным аппаратам. Опыт, накопленный при постройке, испытаниях и доводке автожиров, сыграл определенную роль в решении проблем создания вертолётов. В ряде стран разрабатывались экспериментальные конструкции вертолётов с последовательным повышением скорости, высоты и продолжительности полёта, устойчивости аппарата и пилотажных качеств. Достигнутый к концу 30-х гг. уровень лётно-технических характеристик обеспечил переход к последующему освоению вертолётства в практических целях.

В 30-е гг. быстрыми темпами продолжала развиваться А. в СССР. Создаются гигантские для того времени самолёты АНТ-14 и АНТ-20 «Максим Горький», рекордные самолёты АНТ-25 (ракетный двигатель) и АНТ-37бис «Родина», скоростной бомбардировщик АНТ-40 (СБ), истребители И-15, И-16, И-153, различные легкомоторные самолёты, в том числе массовый самолёт первоначального обучения УТ-2 *А. С. Яковлева* (см. *Як*); дальний бомбардировщик ДБ-3 *С. В. Ильюшина* (см. *Ил*); МБР-2 и другие гидросамолёты *Г. М. Бериева* (см. *Бе*). Оригинальными техническими решениями отличались также самолёты *Р. Л. Бартини*, *А. С. Москалёва*, *И. Г. Немана*, *А. И. Путилова*, *Б. И. Черановского*, *В. А. Чижевского*, *И. В. Четверикова* и многих других советских конструкторов. Плодотворная деятельность конструкторских коллективов *А. Д. Швецова* (см. *АШ*), *Микулина* (см. *АМ*), *В. Я. Климова* (см. *ВК*) и других моторостроительных КБ и развитие промышленной базы позволили решить сложные задачи по созданию мощных и надёжных отечественных авиационных двигателей. В 1929 *Н. И. Камов* и *Н. К. Скржинский* построили первый в стране автожир, а в 30-х гг. работы по винтокрылым летательным аппаратам (автожирам и вертолётам) получили значительное развитие в Центральном аэрогидродинамическом институте. Расширились научные исследования в ряде новых организаций (в том числе в Центральном институте авиационного моторостроения, научно-исследовательском институте ГВФ, Всесоюзном институте авиационных материалов, позднее в лётно-исследовательском институте), укреплялась экспериментальная база научно-исследовательских институтов (особенно важное значение имело строительство нового Центрального аэрогидродинамического института). Советские учёные успешно работали над решением сложных вопросов создания новой авиационной техники, включая проблему *штопора* самолёта (*В. С. Пышинов*, *А. Н. Журавченко*) и возникшую при создании скоростных самолётов проблему *флаттера* (*М. В. Келдыш*, *Е. П. Гроссман*). В 1931 комсомол на своём девятом съезде принял шефство над Военно-воздушным флотом, после чего в стране развернулось строительство сети аэроклубов, сыгравших большую роль в подготовке лётных кадров. 30-е гг. ознаменовались многими замечательными достижениями советских лётчиков, в числе которых *челюскинская эпопея* (её участники — лётчики *А. В. Ляпидевский*, *С. А. Леваневский*, *В. С. Молоков*, *Н. П. Каманин*, *М. Т. Слепнёв*, *М. В. Водопьянов*, *И. В. Доронин* стали первыми в стране Героями Советск Союза), первая арктическая *воздушная экспедиция*, выдающиеся перелёты экипажей *В. П. Чкалова*, *М. М. Громова*, *В. С. Гризодубовой*, рекордные полёты *В. К. Коккинаки*, *А. Б. Юмашева* и других авиаторов.

**А. в годы Второй мировой войны 1939—1945** (см. рис. в таблицах XVI—XXII). В преддверии Второй мировой войны в различных районах мира возникали военные конфликты, в которых, как правило, находила применение и А.: война Италии против Абиссинии (Эфиопии), Японии против Китая, гражданская война в Испании и др. Важную роль А. отводили в своих захватнических

планах фашистская Германия и её союзники, подготовившие и развязавшие новую мировую войну. До начала Великой Отечественной войны советская военная А. выдержала испытания в боях у озера Хасан и на Карельском перешейке, а также у р. Халхин-Гол (здесь советская А. впервые и успешно применила ракетное оружие класса «воздух—воздух»). Советские лётчики отважно сражались в небе Испании и Китая. Перед лицом нарастающей военной угрозы был принят ряд энергичных мер по дальнейшему качественному укреплению военно-воздушных сил. В серийное производство запускаются бомбардировщики Пе-8 и Пе-2 *В. М. Петлякова* (см. *Пе*), бомбардировщик Ил-4 и штурмовик Ил-2, истребители ЛаГГ-3 *С. А. Лавочкина*, *В. П. Горбунова*, *М. И. Гудкова* (см. *Ла*), МиГ-1 и МиГ-3 *А. И. Микояна* и *М. И. Гуревича* (см. *МиГ*), Як-1, многоцелевой самолёт Су-2 *П. О. Сухого* (см. *Су*). В начальный период войны, несмотря на чрезвычайно сложные условия, связанные с перебазированием многие авиационных заводов в восточные районы страны, авиационная промышленность наращивала выпуск боевых машин, и уже в 1942 СССР превзошёл Германию по годовому производству самолётов. Совершенствовались серийные образцы, вводились в строй новые — Як-7Б, Як-9, Як-3, Ла-5, Ла-7, Ил-10, Ту-2. Всего за годы войны советская промышленность выпустила свыше 125 тысяч самолётов. Советская А. внесла большой вклад в победу над врагом. В ходе войны было произведено свыше 3 миллионов боевых самолёто-вылетов, в результате которых противник понёс большие потери и живой силе и технике. В воздушных боях и ударами с воздуха по аэродромам уничтожено 57 тысяч вражеских самолётов. 2420 авиаторов были удостоены высокого звания Героя Советского Союза, 65 из них — дважды, а *А. И. Покрышкин* и *И. Н. Кожедуб* стали трижды Героями Советск Союза.

Основными самолётами фашистской Германии в годы Второй мировой войны были истребители Мессершмитт Me 109 и Фокке-Вульф Fw190, бомбардировщики Хейнкель He.111, Юнкерс Ju88 и Ju87. Для бомбардировки английских городов применялись самолёты-снаряды Фау-1 с пульсирующим воздушно-реактивным двигателем и баллистические ракеты Фау-2. Союзники СССР широко использовали бомбардировщики, в том числе английские Хэндли Пейдж «Галифакс», Авро «Ланкастер», Де Хэвилленд «Москито» и американский Боинг В-17 и В-29, Консолидейтед В-24. Истребительная А. включала английские самолёты Хокер «Харрикейн», Супермарин «Спитфайр», американские Кёртисс Р-40, Белл Р-39, Локхид Р-38, Норт Американ Р-51, Рипаблик Р-47 и др. США, Великобритания и Япония использовали также и палубную А. В эти же годы начала развиваться реактивная А., поскольку возможности существенного повышения скорости самолёта с поршневым двигателем и воздушным винтом (достигшей в годы войны 700—750 км/ч) практически были исчерпаны. Дальнейшее увеличение скорости сопровождается резким ростом аэродинамического сопротивления самолёта и падением коэффициент полезного действия воздушного винта вследствие значительного влияния сжимаемости воздуха. Соответственно возрастает потребная мощность силовой установки, однако она не могла быть обеспечена при приемлемых размерах и массе поршневого двигателя. Качественный скачок могли обеспечить реактивные двигатели, выгодно отличающиеся от винтомоторных установок меньшими габаритами и массой, благоприятной зависимостью тяги от скорости полёта (рис. 3). Выдающаяся роль в формировании основ реактивного движения принадлежит *К. Э. Циолковскому*. Теория воздушно-реактивного двигателя была разработана *Стечкиным* (1929). В 30-х гг. работы по газотурбинным двигателям (ГТД) проводили *В. В. Уваров* и *А. М. Льюка* в СССР, *Ф. Уиттл* в Великобритании, *Х. Охайн* в Германии; в СССР и за рубежом велись также разработки жидкостных ракетных двигателей. В 1939—1942 был создан ряд опытных реактивных самолётов — Хейнкель He.176 (Германия) и *Би-1* (СССР) с жидкостным ракетным двигателем, Капрони-Кампини N. 1 (Италия) с мотокомпрессорным воздушно-реактивным двигателем, Хейнкель He.178, Глостер E.28/39 (Великобритания), Белл Р-59А (США) с турбореактивным двигателем. В последние годы войны (1944—1945) использовалось некоторое количество серийных реактивных самолётов — немецкие Мессершмитт Me163В и Me262 и английский Глостер «Метеор». Другим важным новшеством в ходе Второй мировой войны явилось применение (хотя и в ограниченных масштабах) бортовых радиолокаторов для обнаружения целей и навигации.

А. в период 1946—1960 (по данному и последующему периодам см. рис. в таблицах XXIII—

XXXVIII). Этот период характеризуется быстрыми темпами развития реактивной военной А., скоростного воздушного транспорта, освоением и расширением практического использования вертолётов. На боевых самолётах основным типом двигателя стал турбореактивный двигатель; применение жидкостного ракетного двигателя ограничивалось экспериментальными самолётами с небольшой продолжительностью полёта (на одном из них, Белл Х-1, в 1947 впервые была превышена скорость звука). турбореактивный двигатель обеспечил достижение скоростей полёта 800—900 км/ч на первых серийных самолётах с обычным прямым крылом, а в сочетании со стреловидными крыльями и крыльями малого удлинения (треугольными и др.), отличающимися меньшим *волновым сопротивлением* (рис. 4), позволил освоить околозвуковые скорости, преодолеть *звуковой барьер* и выйти (в рассматриваемый период) на рубеж скоростей, в 2 раза и более превышающих скорость звука. Широкий круг экспериментальных и теоретических исследований позволил отработать компоновки скоростных реактивных самолетов, рациональные в отношении аэродинамики летательных аппаратов, динамики полёта и аэроупругости конструкции. Потребовалось также значительно повысить тягу турбореактивного двигателя (в том числе за счёт оснащения их форсажными камерами), разработать эффективные воздухозаборники и реактивные сопла. Важным направлением развития боевых самолётов явилось вооружение их управляемыми ракетами классов «воздух—воздух» и «воздух—поверхность»; (первая половина 50-х гг.). Внедрение газотурбинного двигателя в гражданскую А. открыло перед воздушным транспортом большие перспективы расширения воздушных перевозок. В 50-х гг. в эксплуатацию поступили многоместные комфортабельные пассажирские самолёты с высокой крейсерской скоростью полёта — до 600—750 км/ч у турбовинтовых и до 800—950 км/ч у реактивных самолётов. В конце 50-х гг. на реактивных пассажирских самолётах начали применяться более экономичные двухконтурные двигатели (ТРДД). В начале 40-х гг. в Германии и США был выпущен небольшими сериями ряд вертолётов, но практического применения в военный период они не нашли. В послевоенные годы создаётся большое число серийных вертолётов (транспортные, поисково-спасательные, разведывательные, противолодочные, для сельского хозяйства и др.). Наибольшее распространение получили вертолёты одновинтовой схемы. Первоначально вертолёты оборудовались поршневыми двигателями, а с 50-х гг. начинают также использоваться турбовальные двигатели.

СССР в послевоенные годы добился значительных успехов в создании новой авиационной техники. 24 апреля 1946 поднялись в воздух реактивные истребители МиГ-9 и Як-15. В числе первых серийных реактивных самолётов были также истребители Як-23, Ла-15, МиГ-15, МиГ-17, фронтовые бомбардировщики Ил-28 и Ту-14. В начале 40-х гг. в КБ *И. П. Братухина* был создан ряд опытных образцов вертолётов. В послевоенные годы работы по вертолётам сосредоточились в специализированных опытных конструкторское бюро *М. Л. Миля* (см. *Ми*) и *Камова* (см. *Ка*), а также проводились в течение некоторого периода в опытном конструкторском бюро *Яковлева*. Первым серийным отечественным вертолётом был Ми-1. В 50-х гг. созданы реактивный бомбардировщик Ту-16 и реактивные бомбардировщики *В. М. Мясищева* М-4, ЗМ (см. *М*) с большим радиусом действия, всепогодный перехватчик Як-25, сверхзвуковые самолёты Ми Г-19 (первый советский серийный сверхзвуков самолёт), Су-7, МиГ-21, Як-28, реактивный гидросамолёт Бе-10, турбовинтовые транспортные самолёты АН-8 и АН-12 *О. К. Антонова* (см. *АН*). В послевоенном развитии гражданской А. СССР важную роль сыграли самолёты Ил-12 и Ил-14 с поршневыми двигателями, а в 1956 на линии Аэрофлота вышел первый реактивный пассажирский самолёт Ту-104. за которым последовали турбовинтовые Ил-18, Ту-114, Ан-10. В 50-х гг. наращивается выпуск вертолётов; были созданы Ми-4, Як-24 и Ми-6, отличавшиеся рекордной в своём классе грузоподъёмностью, а также лёгкие многоцелевые вертолёты Ка-15 и Ка-18. В разработку отечественных турбореактивных двигателей и турбовинтовых двигателей первых поколений большой вклад внесли конструкторские коллективы, возглавляемые *Люлькой* (см. *АЛ*), *Климовым*, *Микулиным*, *С. К. Туманским*, *В. А. Добрыниным* (см. *ВД*), *А. Г. Ивченко* (см. *АИ*), *Н. Д. Кузнецовым* (см. *НК*), *П. А. Соловьёвым*. Важное значение для решения качественно новых задач авиастроения имели фундаментальные исследования советских учёных в области аэродинамики, устойчивости и управляемости летательных аппаратов, газодинамики воздушно-

реактивных двигателей, новых конструкционных материалов и прочности авиационных конструкций (работы Келдыша, С. А. Христиановича, А. А. Дородницына, В. В. Струминского, Г. П. Свищёва, Г. С. Бюшгенса, Стечкина, Г. И. Петрова, А. И. Макаревича, С. Т. Кишкина, А. Ф. Белова и многих других).

Из ранних зарубежных реактивных самолётов в больших количествах выпускались истребители Локхид F-80, Рипаблик F-84, Норт Американ F-86 и бомбардировщик Боинг B-47 (США), истребители Глостер «Метеор» и Де Хэвилленд «Вампир» (Великобритания). Первые серийные сверхзвуковые самолёты за рубежом — Норт Америкам F-100 среди истребителей и Конвэр В-58 среди бомбардировщиков (США), первые пассажирские самолёты с газотурбинными двигателями — турбинтовой Виккерс «Вайкаунт» и реактивный Де Хэвилленд «Комета» (Великобритания). Начало массового производства вертолётов было положено выпуском многоцелевого вертолёта Белл-47 (США).

**А. в период 1960—1980.** В этот период развитие мировой А. шло по пути дальнейшего повышения летно-технических характеристик и эффективности летательных аппаратов, разработки летательных аппаратов нового типа. Были созданы боевые самолёты с крылом изменяемой в полете стреловидности, обладающие благоприятными аэродинамическими характеристиками в широком диапазоне скоростей полёта (рис. 5), и самолёты вертикального взлёта и посадки с широкими возможностями базирования. На экспериментальных и серийных образцах самолётов с турбореактивным двигателем достигнуты максимальные скорости полёта 3000 км/ч и более. Проблемы аэродинамического нагрева вызвали необходимость применения в конструкции таких самолётов титана и стали. Отличительной особенностью истребителей становится большая тяговооружённость (более 1), обеспечивающая высокие манёвренные характеристики. Значительно повысились транспортные возможности самолётов за счёт радикального увеличения их общих размеров, габаритов грузовой кабины и грузоподъёмности (до 250 т). Аналогичная тенденция получила развитие и в сфере пассажирских самолётов, что привело к созданию *широкофюзеляжных самолётов* — аэробусов большой пассажировместимости (до 550 человек) и высокой вследствие этого производительности (рис. 6) и было направлено на снижение перегруженности крупнейших аэропортов (сокращение интенсивности взлёто-посадок), а также на повышение рентабельности воздушных пассажироперевозок. Широкофюзеляжные самолёты оснащаются турбореактивным двухконтурным двигателем с большой *степенью двухконтурности*, отличающимися высокой топливной экономичностью (рис. 7) и низким уровнем шума; последнее стало важным из-за введения соответствующих ограничений (см. *Нормы шума*). Возможности применения транспортной и пассажирской А. расширяются после создания *самолётов короткого взлёта и посадки*, способных эксплуатироваться с грунтовых аэродромов небольших размеров. Появление первых сверхзвуковых пассажирских самолётов — советских Ту-144 и англо-французских «Конкорд» — положило начало решению сложных технико-экономических проблем, стоящих на пути освоения воздушным транспортом качественно новых рубежей. Получили широкий размах работы по беспилотным летательным аппаратам различных военных назначений, в том числе *дистанционно-пилотируемым летательным аппаратам*. Граница скоростного диапазона вертолётов продвинулась за 300 км/ч, грузоподъёмность серийных машин достигла 20 т. Большое значение приобрели *боевые вертолёты*. Опыт, накопленный при создании авиационной техники, был использован при создании космических аппаратов. Новым направлением в развитии летательных аппаратов стало создание систем, в которых объединяются возможности авиационных и космических средств. К ним относятся воздушно-космические и орбитальные аппараты многократного использования (см. «*Буран*», «*Спейс шаттл*»). Летательные аппараты оснащались радиоэлектронным оборудованием, в котором нашли использование новые физические принципы (телевизионная, инфракрасная, лазерная техника и т. д.), прогрессивная элементная база (интегральные микросхемы), цифровые методы обработки информации на основе бортовых электронно-вычислительных машин. Получила дальнейшее развитие автоматизация управления летательными аппаратами (системы *автоматизации посадки* в сложных погодных условиях, *активные системы управления* и др.). Расширяется применение *композиционных*

*материалов*, позволяющих значительно снизить массу конструкции летательного аппарата и увеличить полезный груз или запас топлива. В 60-х гг. на воздушные трассы СССР вышли пассажирские самолёты Ан-24, Ту-124, Ил-62, Ту-134, Як-40. Ан-22 «Антей», рассчитанный на перевозку 60 т грузов, явился родоначальником транспортных самолётов большой грузоподъёмности. В 1961 на воздушном параде в Тушине наряду с другой авиационной техникой были показаны корабельный вертолёт Ка-25, скоростной винтокрыл Ка-22 и вертолёт Ми-10, предназначенный для транспортировки крупногабаритных грузов на гидравлических захватах. Были также созданы многоцелевые вертолёты Ми-2, Ми-8, Ка-26 и вертолёт-кран Ми-10К, способный выполнять уникальные монтажные работы. В классе винтокрылых машин не имел себе равных по грузоподъёмности (свыше 40 т) экспериментальный вертолёт В-12 (Ми-12). В 1967 на воздушном параде в Домодедове были продемонстрированы самолёт вертикального взлёта и посадки Як-36 и самолёты с изменяемой стреловидностью крыла — экспериментальный самолёт С-22И опытного конструкторского бюро Сухого и опытный образец МиГ-23. В 70—80-х гг. парк гражданской А. пополнили более совершенные пассажирские самолёты Ту-154, Ил-62М, Як-42, Ту-154М, аэробус Ил-86, а также грузовые Ан-26 и Ил-76Т. Перевозки народно-хозяйственных грузов воздушным транспортом приобрели большое значение для Сибири, Севера и Дальнего Востока. В обеспечении таких перевозок видное место отводится новым летательным аппаратам — вертолёту Ми-26 грузоподъёмностью 20 т, самолетам короткого взлёта и посадки Ан-72 и Ан-74, которые могут эксплуатироваться с неподготовленных площадок небольших размеров, транспортным самолётам АН-124 «Руслан» и Ан-225 «Мрия» грузоподъёмностью 150 и 250 т. К концу 80-х гг. были созданы магистральные пассажирские самолёты нового поколения (Ил-96-300, Ту-204), которые, благодаря дальнейшему прогрессу в области экономичности двигателей (см. рис. 7) и аэродинамики (рис. 8), имеют значительно улучшенные показатели топливной эффективности (рис. 9). Во второй половине 80-х гг. на различных показах и выставках демонстрировалась новая военная техника: высокоманевренные истребители МиГ-29, Су-27, самолёт вертикального взлёта и посадки Як-38, штурмовик Су-25, стратегический бомбардировщик Ту-160, вертолёты Ка-27, Ми-28 и другие летательные аппараты. Творческие традиции отечественной школы авиастроения успешно продолжили *Р. А. Беляков, А. А. Туполев, Г. В. Новожилов, М. Н. Тищенко, С. В. Михеев, С. П. Изотов, В. А. Лотарев* и другие конструкторы.

За рубежом в числе летательных аппаратов новых типов были истребитель-бомбардировщик Джeneral дайнемикс F-111 с изменяемой стреловидностью крыла, самолёт вертикального взлёта и посадки Хокер Сидли «Харриер», тяжёлый военно-транспортный самолёт Локхид С-5А, широкофюзеляжный пассажирский самолёт Боинг-747, боевой вертолёт Белл АН-1. В числе последних серийных зарубежных летательных аппаратов пассажирские самолёты Боинг-757, Боинг-767, Макдоннелл-Дуглас MD-11, Эрбас индастри А300-600, А310 и А320, модернизированные варианты истребителей Грумман F-14, Макдоннелл-Дуглас F-15 и Джeneral дайнемикс F-16, истребители Дассо-Бреге «Мираж» 2000, Панавиа «Торнадо», Макдоннелл-Дуглас F-18, ударный малозаметный самолёт Локхид F-117А, стратегический бомбардировщик Рокуэлл В-1В, самолёт радиолокационного обнаружения и наведения Боинг Е-3, вертолёты Сикорский УН-60 и СН-53Е, Хьюз АН-64 и многие другие самолёты и вертолёты.

*В. П. Шенкин*

Рис. 1. Изменение приведённой «вредной» площади  $F_0$  манёвренных истребителей по годам:  $\{F_0 = C_l S_{кр} / 1,28\}$  ( $\{C_d\}$  — коэффициент лобового сопротивления самолёта при нулевой подъёмной силе; 1,28 — коэффициент сопротивления плоской пластины, установленной перпендикулярно потоку;  $S_{кр}$  — площадь крыла).

Рис. 2. Несущие свойства крыла: 1 — крыло без механизации; 2 — крыло с предкрылком; 3 — крыло с закрылком; 4 — крыло с закрылком и предкрылком:  $\{C_{уз}\}$  — коэффициент подъёмной силы;  $\{\alpha\}$  — угол атаки крыла.

Рис. 3. Скоростные характеристики силовых установок различного типа ( $M_\infty$  — число Маха полёта).

Рис. 4. Влияние формы крыла в плане (стреловидности и удлинения) на волновое сопротивление:  $\{ \{ SJ = c_{l\omega} \ln(M_0^2) / c^{\omega} (M + \dots) \} \}$ , где  $\{ \{ c_{l\omega}(M_0) \} \}$  и  $\{ \{ c_{\omega, \nu} < M_4 \} \}$  — аэродинамические коэффициенты волнового сопротивления соответственно при текущем и критическом значениях числа Маха.

Рис. 5. Аэродинамические характеристики самолётов различных схем: 1 — схема, оптимальная для дозвуковых скоростей (крыло малой стреловидности и большого удлинения); 2 — схема, оптимальная для сверхзвуковых скоростей (крыло большой стреловидности и малого удлинения); 3 — схема с крылом изменяемой в полёте стреловидности;  $K_{\max}$  — максимальное значение аэродинамического качества;  $M_{\{\infty\}}$  — число Маха полёта.

Рис. 6. Максимальная производительность пассажирских самолётов (тысяч пассажиро-км в 1 ч).

Рис. 7. Удельный расход топлива на крейсерском режиме: 1 — турбореактивные двигатели; 2 — турбореактивные двухконтурные двигатели с малой степенью двухконтурности; 3 — то же с большой степенью двухконтурности.

Рис. 8. Максимальные значения аэродинамического качества  $K_{\max}$  пассажирских самолётов.

Рис. 9. Топливная эффективность пассажирских самолётов ( $q_T$  — расход топлива в г на 1 пассажиро-км).

**авиация ВМФ** — см. в статье *Морская авиация*.

**«Авиация и космонавтика»** — ежемесячный журнал военно-воздушных сил. Издаётся с 1918. До 1962 выходил под названием «Вестник воздушного флота». Журнал освещает жизнь и учёбу военных авиаторов и космонавтов, достижения и перспективы развития авиационной и космической техники, публикует статьи о героическом прошлом авиации, проблемах безопасности полётов, передовом опыте освоения и боевого применения авиационной техники, знакомит читателей с состоянием авиационного дела и космонавтики за рубежом. Награждён орденом Красной Звезды (1978).

**авиация ПВО** — один из основных и наиболее манёвренный род войск противовоздушной оборон. Состоит из истребительной авиации (ИА), специальной и транспортной авиации. Назначение ИА — уничтожение средств воздушного нападения (самолётов, крылатых ракет и т. д.) противника главным образом на дальних подступах к обороняемым объектам. Боевые задачи ИА решает во взаимодействии с другими силами и средствами противовоздушной оборон, а также с истребительной авиацией военно-воздушных сил. Части ИА входят в состав соединений противовоздушной обороны. Специальная и транспортная авиация предназначена для обеспечения боевых действий ИА, зенитных ракетных и радиотехнических войск противовоздушной обороны. Состоит из отдельных авиационных подразделений, оснащённых транспортными самолётами, самолётами специального назначения, вертолётами.

Возникновение и развитие **А. ПВО** связано с общим развитием авиации и форм ее боевого применения. В годы Первой мировой войны значительная часть ИА привлекалась для прикрытия крупных промышленных и административно-политических центров. Выполнение ИА этих специфических задач и предопределило зарождение **А. ПВО**. В 1916 в русской армии был сформирован отдельный авиационный дивизион в составе 3 истребительных авиационных отрядов (по 6 самолётов) для обороны Петрограда. В Великобритании было создано несколько специальных эскадрилий, организационно сведённых в «Крыло воздушной обороны страны». Во всех наиболее развитых странах Западной Европы разрабатывались способы и тактические приёмы прикрытия объектов, ведения воздушных боёв с целью предупреждения ударов с воздуха, сделаны первые шаги по организации взаимодействия ИА с другими средствами

противовоздушной обороны.

В соответствии с декретом о создании регулярной Красной Армии в начале 1918 стали формироваться первые авиационные отряды в Петрограде. В короткий срок было создано авиационное прикрытие из 19 истребителей. Были сформированы истребительные авиационные отряды для обороны Москвы, Кронштадта и Тулы. В 1925 принято специальное постановление об укреплении противовоздушной обороны объектов государственного значения и крупных городов. В 1925—1930 на вооружение поступили первые отечественные самолёты-истребители И-2, И-3, И-4, И-5, вооруженные 7,62-мм пулемётами, имевшие скорость 220—280 км/ч, потолок до 7500 м. В 1933—1939 ИА противовоздушной обороны имела самолёты И-15, И-15бис, И-153 и И-16 со скоростью полёта 370—490 км/ч, потолком до 10700 м, с 12,7-мм пулемётами, 20-мм пушками и реактивными снарядами РС-82; с 1940 стали поступать истребители Як-1 и МиГ-3 со скоростями полёта 580 и 615 км/ч соответственно. Совершенствовались организационная структура **А. ПВО**, способы боевого применения и взаимодействия с другими средствами противовоздушной обороны. Тыловые объекты предусматривалось оборонять специально выделенными частями ИА противовоздушной обороны во взаимодействии с зенитной артиллерией, зенитными прожекторами и с использованием аэростатов заграждения.

До Великой Отечественной войны и в начале войны все соединения и части ИА входили в состав военно-воздушных сил, при этом некоторые из них выделялись для выполнения задач противовоздушной обороны объектов страны. Так, для прикрытия крупных городов в 1935 из военно-воздушных сил было выделено 29 эскадрилий (более 900 истребителей). К началу войны имелось 40 истребительных авиаполков противовоздушной обороны, насчитывавших около 1500 самолётов. Противовоздушную оборону Москвы обеспечивали 11 истребительных авиаполков (602 истребителя), Ленинграда — 9, Баку — 9, Киева — 4, Риги, Минска, Одессы, Кривого Рога, Тбилиси — по 1, Дальнего Востока — 2. Все 40 авиаполков в январе 1942 из военно-воздушных сил были переданы в состав войск противовоздушной обороны, что означало создание нового рода войск, — **А. противовоздушной обороны**.

В ходе Второй мировой войны на территориях воюющих государств значительные силы ИА привлекались для обороны важных районов и объектов. В Великобритании в интересах противовоздушной обороны было создано авиационное командование в составе 15 эскадрилий. Противовоздушная оборона Берлина возлагалась на авиадивизию (400—600 истребителей).

В годы Великой Отечественной войны **А. ПВО СССР** организационно состояла из воздушных истребительных армий, корпусов, дивизий, полков. Основные принципы боевого применения ИА противовоздушной обороны: массирование сил на главном направлении, централизация управления, чёткое взаимодействие с зенитной артиллерией. Получила дальнейшее развитие тактика **А. ПВО**. Разработана и успешно освоена тактика ведения групповых воздушных боёв составом авиаэскадрильи, авиаполка и несколько полков в простых метеорологических условиях. Успешно применялись действия авиаподразделений и частей из засад. Начали использоваться для наведения истребителей в сложных метеорологических условиях радиолокационные станции. Применение радиолокационных станций расширило возможности получения более точных данных о воздушной обстановке и обнаружения авиации противника на дальних подступах к обороняемым объектам. Шире стал применяться манёвр силами ИА противовоздушной обороны, что дало возможность прикрывать от ударов с воздуха целые районы и обширные зоны. Наряду с выполнением основных задач ИА противовоздушной обороны действовала и в интересах сухопутных войск. Только ИА противовоздушной обороны Москвы с сентября 1941 по март 1942 выполнила свыше 26000 самолето-вылетов для нанесения штурмовых ударов по немецко-фашистским войскам и прикрытия войск Западного фронта. Основной боевой единицей была пара истребителей, а основным способом боевых действий — вылет из положения дежурства на аэродроме. Вместе с развитием тактики совершенствовались боевые порядки. Получило дальнейшее развитие планирование воздушного боя. В соответствии с замыслом боя определялись группы тактического назначения: ударная, прикрытия, отвлекающая и др.. Летчики-истребители

ИА противовоздушной обороны были в числе первых, которые в Великую Отечественную войну применили таран как способ уничтожения самолётов противника, — А. С. Данилов, С. И. Здоровцев, П. С. Рябцев, П. Т. Харитонов (днём), В. В. Талалихин (ночью), А. Н. Катрич (высотный таран). Один из авиаполков (586-й истребительный) был женским. Этот полк прошёл боевой путь от берегов Волги до столицы Австрии — Вены. Лётчицы полка совершили 4419 боевых вылетов, провели 125 воздушных боёв и сбили 38 самолётов противника. Всего же за период войны лётчики ИА противовоздушной обороны сбили около 4000 самолётов противника, уничтожили на аэродромах 238 самолётов, 92 лётчикам было присвоено звание Героя Советского Союза, А. Т. Карпову — дважды. За годы войны самолётный парк ИА противовоздушной обороны обновился полностью. Истребители Ла-5, Як-3, Як-9, Ла-7, состоявшие на вооружении к концу войны, имели скорость полёта 600—720 км/ч и мощное пушечное вооружение. На 1 мая 1945 в **А. ПВО** насчитывалось 97 полков.

Для послевоенного развития **А. ПВО** характерно оснащение её реактивными самолётами, дальнейшее совершенствование системы управления, а также развитие специальной и транспортной авиации. В конце 40-х гг. **А. ПВО** вооружается реактивными истребителями МиГ-9, Як-15, в 50-е гг. — МиГ-15, -17, -19, Як-25 с бортовыми радиолокационными приборами и управляемыми ракетами класса «воздух—воздух». В 60-е гг. в состав **А. ПВО** поступают сверхзвуковые истребители Су-9, -11, -15, Як-28П, в последующие годы — новые поколения самолётов МиГ-25, -31, Су-27 с высокими лётно-тактическими характеристиками. Имея скорости полёта самолётов до 3000 км/ч, практический потолок более 20000 м, высокоэффективные системы вооружения, **А. ПВО** способна поражать малозаметные и малоразмерные цели в любых метеорологических условиях. Тактика **А. ПВО** строится на основе всестороннего учёта опыта Великой Отечественной войны и послевоенной практики, достижений и перспектив развития военной науки и техники. Шире стало взаимодействие **А. ПВО** с другими родами войск противовоздушной обороны, средствами противовоздушной обороны других видов Вооружённых Сил. Командующими **А. ПВО** были: И. Д. Климов (1942—1947), С. А. Пестов (1947—1948), *Е. Я. Савицкий* (1948—1953, 1954—1966), М. Г. Мачин (1953—1954), А. Л. Кадомцев (1966—1969), А. Е. Боровых (1969—1977), Н. И. Москвителев (1977—1987), Б. И. Андреев (с 1987).

**А. ПВО** в вооружённых силах стран НАТО и США представлена отдельными авиационными эскадрильями истребителей противовоздушной обороны. В зависимости от обстановки могут привлекаться значительные силы тактической авиации. На вооружении **А. ПВО** состоят истребители Макдоннелл-Дуглас F-15 «Игл», Дженерал даймекс F-16 (США), Панавия «Торнадо» F.2 (Великобритания), «Мираж» F-1С, «Мираж» 2000 (Франция) и др. Управление истребителями противовоздушной обороны предусмотрено в единой автоматизированной системе управления средствами противовоздушной обороны «Нейдж». В целях повышения возможностей управления истребителями противовоздушной обороны используются также самолёты дальнего радиолокационного обнаружения и управления, входящие в систему «АВАКС—НАТО» (американский самолёт Боинг E-3А).

*Н. И. Москвителев.*

**«Авиаэкспорт»** — внешнеэкономическое государственное объединение. До 1959 экспортом авиационной техники занимался Государственный комитет СССР по внешнеэкономическим связям. Затем эта функция была возложена на Министерство внешней торговли СССР, где во всесоюзном объединении «Автоэкспорт» была создана контора по экспорту авиационной техники. В 1961 образована всесоюзная контора по экспорту и импорту авиационной техники — «А.», в 1963 она преобразована во всесоюзное объединение, а в 1978 — во всесоюзное хозрасчётное внешнеторговое объединение, с 1991 — внешнеэкономическое государственное объединение «А.».

«А.» кроме экспорта и импорта авиационной техники осуществляет и другие операции внешнеторгового характера, включая обучение иностранного лётного и технического персонала для эксплуатации экспортируемой авиационной техники; разрабатывает и проводит мероприятия

по организации технического обслуживания и ремонта авиационной техники; изучает и использует конъюнктуру соответствующих товарных рынков; разрабатывает и проводит рекламные мероприятия с целью расширения экспорта товаров закреплённой номенклатуры; разрабатывает мероприятия, направленные на повышение требований к качеству и техническому уровню экспортируемых и импортируемых товаров.

Непосредственно экспортно-импортными операциями занимаются специализированные фирмы тяжёлых самолётов, средних и лёгких самолётов, вертолётных, аэродромного оборудования и машин, авиаприборно-радиолокационного бортового и наземного оборудования, авиационно-технического сервиса, авиационного ремонта, оборудования и лицензий. «А.» имеет своих уполномоченных представителей за рубежом, которые одновременно являются и руководителями групп авиационных специалистов за границей. «А.» участвует в работе ряда международных организаций, в том числе Международной организации гражданской авиации (ИКАО).

*Э. В. Хорошилов.*

**авиетка** (французское *aviette*) — устаревш название маломощного одноместного самолёта (мощность двигателя до 25 кВт), обычно любительской постройки или созданного в общественном конструкторском бюро. Как правило, это простой, недорогой самолёт с мотоциклетным двигателем. В СССР строительство А. получило развитие в 1920-е гг. благодаря массовому увлечению молодёжи авиацией. В 1924—1925 Общество друзей воздушного флота (ОДФ) проводило конкурс проектов маломощных самолётов и двигателей, в 1934 проходил конкурс Авиавнито, в 1935 — 1-й всесоюзный конкурс лёгких самолётов. В последующие годы к А. стали относить одно- и двухместные самолёты и самолёты с двигателем мощностью до 75 кВт.

Первая в России А. «Касьяненко № 4» была построена в 1913; мощность двигателя «Анзани» 11 кВт. К первым советским А. относятся ВОП-1 (конструктор В. О. Писаренко) и АНТ-1 (конструктор *А. Н. Туполев*), построенные в 1923. А. типа- «летающее крыло» были созданы Б. И. Черановским («Парабола» БИЧ-3, 1926; БИЧ-20, 1937). А. НВ-5 В. В. Никитина, получившая первую премию конкурса Авиавнито в 1934, строилась в несколько вариантах. Над созданием А. работали также *В. К. Грибовский*, В. П. Невдачин, *А. Н. Рафаэляни*, *А. С. Яковлев* и другие А. «Буревестник» С-4 Невдачина, построенная в кружке Общества друзей воздушного флота, совершила рекордный перелёт Москва — Одесса и установила рекорд высоты (5500 м) в 1927. Этот самолёт экспонировался на международной авиационной выставке в Берлине в 1928. А. АИР-1, созданная в Военно-воздушной инженерной академии Яковлевым, установила 2 мировых рекорда (дальности полёта — 1420 км и продолжительности — 15 ч 30 мин) во время перелёта Москва — Симферополь в 1927.

*Ю. В. Макаров.*

**«Авко лайкоминг»** (Avco Lycoming Textron) — двигателестроительная фирма США. Ведет начало от фирмы «Лайкоминг» — одного из крупнейших производителей автомобильных двигателей в США, начавшего выпуск авиадвигателей в конце 20-х гг. До 1984 функционировала в виде группы отделений фирмы «Авко» (Avco Corporation), затем вошла в состав концерна «Текстрон» (Textron Inc.). Выпускает газотурбинные двигатели для вертолётных, лёгких пассажирских самолётов, наземного и морского транспорта и промышленности, является крупнейшим зарубежным поставщиком поршневых двигателей мощностью до ~ 300 кВт для авиации общего назначения. Основные программы конца 80-х гг.: производство турбореактивных двухконтурных двигателей ALF502 (F102), вертолётных газотурбинных двигателей LTC1 (T53), LTC4 (T55), LTS101, турбовинтовых двигателей LTP101 и ряда авиационных поршневых двигателей; разработка роторно-поршневых двигателей, проектирование (совместно с «Пратт энд Уитни») газотурбинных двигателей для перспективного армейского лёгкого вертолёта LH. Основные данные некоторых двигателей фирмы приведены в таблице

Таблица — Двигатели фирмы «Авколайкоминг»

Основные данные	T53-L-703 (ГТД)	T55-1-712 (ГТД)	ALF 502L- 2 (ТРДД)	LTP101-700A-1 (ТВД)
Тяга, кН	-	-	33 4	-
Мощность, кВт	1100	2800	-	560
Масса, кг	247	341	590	152
Диаметр, м	0,584	0,616	1,06	0,533
Удельный расход топлива на взлётном режиме:				
г/(кВт*ч)	364	322	-	335
кг/(Н*ч)	-	-	0,043	-
Расход воздуха, кг/с	5	-	116	2,27
Степень повышения давления	8	8	13,6	8,5
Степень двухконтурности	-	-	5	-
Температура газа перед турбиной, К	-	-	1423	1313
Применение (летательные аппараты)	Вертолёты Белл АН- 1Q; АН-1S «Кобра»	Вертолёт Боинг вертол СН- 47D «Чинук»	Администр ативный самолёт Кэнадэр CL-600 «Челлендж ер»	Административ ный самолёт Цессна 421

**«Авро»** (A. V. Roe and Co., Ltd) — самолётостроительная фирма Великобритании. Основана в 1910 английским пионером авиации А. В. Ро. С 1935 дочерняя компания концерна «Хокер Сидли», в 1963 в связи с реорганизацией концерна прекратила существование. Выпускала боевые и учебно-тренировочные самолёты, из которых наиболее известны Авро 504 (первый полёт в 1913, за годы Первой мировой войны построено более 8 тысяч, производился около 20 лет, см. рис. в табл. VI) и «Ансон» (1935, построено 7195). Во время Второй мировой войны вела массовое производство бомбардировщиков с четырьмя поршневыми двигателями «Ланкастер» (1941, построено 7366, см. рис. в табл. XIX) и «Линкольн» (1944), на основе которых были созданы транспортные самолёты «Йорк» (1942), «Тюдор» и «Ланкастриан» (оба в 1944), патрульный бомбардировщик «Шеклтон» (1949, см. рис.). В 1952 совершил первый полёт реактивный стратегический бомбардировщик «Вулкан» (рис. в табл. XXXI). Производство пассажирского самолёта Авро 748 с двумя турбовинтовыми двигателями (1960) было продолжено концерном «Хокер Сидли» и позже фирмой «Бритиш аэроспейс». Основные данные некоторых самолётов фирмы приведены в таблице.

Таблица — Бомбардировщики фирмы «Авро»

Основные данные	«Ланкастер» 1	«Шеклтон» M.R.Mk.3	«Вулкан» В.2
Первый полет, год	1942	1954	1958
Число и тип двигателей	4 ПД	4 ПД	4 ТРД
Мощность двигателя, кВт	955	1830	-
Тяга двигателя, кН	-	-	89
Длина самолета	21,01	28,2	30,45
Высота самолёта, м	6,1	7,11	8,4
Размах крыла, м	31,09	36,57	33,83
Площадь крыла, м <sup>2</sup>	120,8	132	350
Взлётная масса, т			
нормальная	27,21	-	81,65
максимальная	30,84	45,36	86
Масса пустого самолета, т	16,01	-	-
Боевая нагрузка, т	6,35	11,3	4,5
Максимальная дальность полёта, км	4040	~6000	9000
Максимальная скорость полёта, км/ч	450	500	1005
Потолок, м	7000	6000	18000
Экипаж, чел	6	10	5
Вооружение	10 пулемётов (7,62 мм), бомбы	4 пушки (20 мм), бомбы, глубинные бомбы, торпеды, мины	1 УР. бомбы (в т. ч. ядерные)

### Патрульный бомбардировщик «Шеклтон»

В. В. Беляев, М. А. Левин.

**автожир** (французское autogire, от греческого aut{{ó}}s — сам ' и gyros — круг, вращение) — летательный аппарат тяжелее воздуха, у которого подъёмная сила создаётся *несущим винтом* — ротором, вращающимся свободно (без привода от двигателя) под действием набегающего потока воздуха. Поступательное движение **А.** получает от обычного тянущего или толкающего *воздушного винта*. Основные достоинства **А.**: небольшая минимальная (эволютивная) скорость и меньшие (по сравнению с самолётами) взлётно-посадочные дистанции. **А.** является

промежуточным типом летательного аппарата между самолётом и вертолётom. Изобретён *Х. Сиервой* в 1919; его первым летавшим **А.** был С-4 (1923, см. рис. в табл. XIV), а в 1928 ему удалось создать удачную конструкцию аппарата, на котором был совершён перелёт из Лондона в Париж.

В СССР первый **А.** *КАСКР-1* (рис. в табл. XI) построен в 1929 *Н. И. Камовым* и *Н. К. Скржинским*. После этого на протяжении десяти лет было создано около 15 типов и модификаций, строившихся в Центральном аэрогидродинамическом институте по проектам Камова, Скржинского, *А. М. Черёмухина* и *В. А. Кузнецова* (см. статью А).

Последним **А.**, разработанным в СССР, стал двухместный АК, взлетающий без разбега, спроектированный в 1940 Камовым при участии *М. Л. Миля*. За рубежом создаются опытные экземпляры сверхлёгких одноместных (см. рис.) и двухместных **А.**

Разработаны три принципиальные схемы **А.** Первая схема — крылатый **А.** с неуправляемым несущим винтом и с органами управления, как на самолёте. Эффективность органов управления зависит от поступательной скорости аппарата. К этому типу летательных аппаратов относятся первые **А.** (Сиерва С-8, С-19; советские КАСКР-1, ЦАГИ А-4, А-7).

Вторая схема — бескрылый **А.** с управляемым несущим винтом, с горизонтальными и вертикальными оперениями. Управление аппаратом осуществляется наклоном оси несущего винта, связанной с ручкой управления аппаратом посредством рычажной передачи (Сиерва С-30, Келлетт К-1В, ЦАГИ А-12, А-14).

Третья схема — **А.** с непосредственным («прыжковым») взлётом без разбега. Непосредственно взлёт в этих аппаратах осуществляется путём использования кинетической энергии раскручиваемого перед взлётом до максимальных оборотов ротора от двигателя. Перед раскруткой ротора с целью уменьшения потребляемой мощности его лопасти ставятся под углом, соответствующим нулевой подъёмной силе, а при достижении максимальных оборотов угол установки лопастей особым механизмом автоматически переводится на полётный (до  $5\text{—}7\{\{\{\}\}\}$ ), и **А.**, получив избыточную тягу, «подпрыгивает» вертикально вверх на несколько метров. Под действием воздушного винта аппарат получает поступательное перемещение, а затем переходит на обычный для **А.** набор высоты. Первым в 1936 такой летательный аппарат (С-30Р) построил Сиерва.

Многочисленные теоретические работы, экспериментальные исследования, конструктивные решения несущей системы и лопастей, опыт лётных испытаний и доводок **А.** в значительной степени нашли применение при создании вертолётom.

*Лит.:* Камов Н. И. Винтовые летательные аппараты (аэтожиры и геликоптеры), М., 1948; Изаксон А. М., Советское вертолётостроение, 2 изд., М. 1981.

*В. А. Касьяников.*

### Одноместный спортивный автожир.

**автомат перекоса** — механизм в системе управления несущим винтом вертолётom для изменения углов установки лопастей. **А. п.** является средством (или одним из средств) регулирования тяги винта к изменения её направления, то есть обеспечивает управляемость вертолётom относительно продольной и поперечной осей. Управление **А. п.** осуществляется ручкой управления и рычагом общего шага из кабины пилота либо от системы автоматического управления.

Различают **А. п.** кольцевого типа, рычажные, кривошипные, типа «паук». Наиболее распространены **А. п.** кольцевого типа (рис. 1), схема которых была впервые предложена *Б. Н. Юрьевым* в 1911. В **А. п.** этой схемы под втулкой *несущего винта* (соосно с валом) устанавливаются два кольца (вращающееся и невращающееся), которые могут перемещаться вдоль вала и наклоняться относительно его оси. Вращающееся кольцо связано с невращающимся через

подшипник таким образом, что оба кольца могут наклоняться и перемещаться в осевом направлении только совместно. Вращающееся кольцо связано с втулкой несущего винта (обычно посредством шлиц-шарнира) и вращается с частотой несущего винта. Кольца в сборе шарнирно установлены на направляющей (стакане), параллельной оси вала несущего винта. К невращающемуся кольцу подсоединены элементы цепи управления *циклическим шагом* и общим шагом несущего винта (качалки и рычаги либо непосредственно бустеры при так называемой трехбустерной схеме привода **А. п.**), а к вращающемуся — тяги рычагов поворота лопастей. При перемещении колец по направляющей без изменения их углового положения происходит одновременное изменение углов установки лопастей на одну и ту же величину (управление общим шагом). При наклоне колец **А. п.** углы установки периодически (в течение одного оборота) меняются. Внешнее расположение **А. п.** кольцевого типа выгодно с конструктивной и технологической точек зрения, а также облегчает техническое обслуживание (упрощены осмотр, смазка). У **А. п.** типа «паук» (рис. 2) внутри вала несущего винта шарнирно установлен рычаг, на верхнем конце которого закреплена крестовина, связанная с рычагами поворота лопастей. Шарнир рычага установлен в стакане, который может перемещаться вдоль оси вала несущего винта. К нижней части рычага подсоединена цепь управления циклическим шагом, а к стакану — цепь управления общим шагом. Поворот рычага вызывает наклон крестовины и периодическое изменение углов установки лопастей. Перемещение стакана вместе с рычагом вдоль вала несущего винта вызывает вертикальное перемещение крестовины и изменение углов установки всех лопастей на одну и ту же величину. К достоинствам схемы **А. п.** типа «паук» относится некоторое снижение «вредного» сопротивления (благодаря размещению части элементов внутри вала несущего винта), к недостаткам — жёсткие габаритные ограничения и проблемы с установкой надвтулочных устройств, соединительные элементы которых проходят внутри вала несущего винта.

*Л. А. Самойлов.*

Рис. 1. Автомат перекоса кольцевого типа: 1 — вращающееся кольцо; 2 — невращающееся кольцо; 3 — шлиц-шарнир; 4 — рычаг поворота лопасти; 5 — тяга рычага поворота лопасти; 6 — подшипниковый узел; 7 — качалка управления циклическим шагом; 8 — направляющая; 9 — рычаг изменения общего шага.

Рис. 2. Автомат перекоса типа «паук»: 1 — тяга управления общим шагом; 2 — стакан; 3 — шарнирный узел рычага; 4 — крестовина; 5 — рычаг поворота лопасти; 6 — рычаг управления циклическим шагом.

**автоматизация конструирования летательного аппарата** — процесс конструирования агрегатов, узлов летательного аппарата, а также элементов его систем с использованием вычислительной техники. Существуют два метода решения задачи **А. к.** летательного аппарата: метод типовых конструктивных решений и метод типовых процедур (операций). **Метод типовых конструктивных решений** использует опыт авиационной отрасли по созданию рациональных элементов, соединений и узлов, апробированных экспериментальными исследованиями и опытом эксплуатации. Для каждого из типовых решений разрабатывается математическая модель конструкции, отражающая геометрические (кинематические) свойства, расчётную прочностную и технологическую схемы; формируются алгоритм поиска оптимальных параметров, форма необходимого комплекта технической документации. Использование этого метода для конструирования нетрадиционных объектов затруднено. **Метод типовых процедур** не предполагает наличия математической модели объекта. При решении задачи используются типовые операции по геометрическому построению и кинематическому, прочностному и другим анализам объекта. Расчётная модель формируется конструктором непосредственно в процессе работы с системой автоматизированного конструирования в режиме диалога. Метод типовых, процедур требует более высокой подготовки конструктора (пользователя).

Система автоматизированного конструирования как одна из подсистем системы

*автоматизированного проектирования* (САПР) авиационной техники обеспечивает: выбор рационального схемного решения; проведение необходимых расчётов и поиск оптимальных параметров; определение директивной технологии изготовления конструкции и выбор типового оборудования; выпуск рабочей *конструкторской документации*, подготовку необходимой информации для технологического оборудования с числовым программным управлением. Подсистема состоит из трёх составляющих: модуля конструирования, информационно-справочного модуля, графического модуля. **Модуль конструирования** может использовать один из названных выше методов **А. к.** летательного аппарата или их сочетание. Программная реализация модуля и удобство работы с ним в значительной степени определяются языком описания конструкции. **Информационно-справочный модуль**, отвечая на «прямые» запросы конструктора и программы модуля конструирования, обеспечивает поиск информации, необходимой для формирования конструкции. Базой данных информационно-справочного модуля служат типовые конструктивные решения деталей и узлов, нормативные и справочные документы. **Графический модуль** строится по иерархическому принципу и включает: программы нижнего уровня, связанные с конкретными графическими, периферийными устройствами электронно-вычислительных машин; базовые программы, реализующие операции *графики машинной*; сервисные программы, обеспечивающие выполнение чертежа в соответствии с требованиями Единой системы конструкторской документации; прикладные графические программы, формирующие чертёж конструкции по данным, полученным от модуля конструирования. Для реализации **А. к.** необходимы соответствующие технические средства и математическое обеспечение электронно-вычислительных машин. Техническими средствами **А. к.** летательного аппарата в САПР служит набор автоматизированных рабочих мест. **А. к.** изменяет содержание и характер работы конструктора, избавляя его от рутинных графических построений, элементарных расчётных операций и непроизводительных затрат времени на поиск информации. Применение **А. к.** в процессе создания новой техники позволяет уменьшить трудоёмкость выпуска конструкторской документации, существенно снизить стоимость опытного экземпляра путём резкого уменьшения количества ошибок в документации, а при взаимодействии с автоматизированной системой технологической подготовки производства сократить сроки разработки благодаря своевременному началу технологической подготовки производства.

*Л. М. Шкадов, В. В. Лазарев.*

**автоматизация посадки** — передача части функций лётчика на различных этапах посадки системе автоматического управления (САУ) самолётом, а также последовательная полная автоматизация выполнения этих этапов (в данной статье в понятие «посадка» включены заход на посадку и собственно посадка). Потребность в **А. п.** возникла из-за необходимости расширения эксплуатационных метеоминимумов самолётов при одновременном повышении безопасности выполнения посадки, так как при посадке происходит почти 50% всех авиационных происшествий (в том числе катастроф), причём значительная их часть является следствием ошибок пилотирования.

Первые опыты по **А. п.** начали проводиться в Великобритании с 1923. Первая автоматическая посадка (до касания взлётно-посадочной полосы) с применением радиотехнических средств была выполнена в 1948. С конца 50-х гг. в различных странах начался процесс интенсивного исследования и внедрения в эксплуатацию автоматизированных систем посадки (АСП). Несколько позже для пассажирской авиации Международная организация гражданской авиации установила три категории погодных минимумов, регламентирующих степень **А. п.** (состав технических средств, см. рис.), требования к наземным (курсовой и глиссадный радиомаяки, светотехнические системы аэродрома и т. д.) и бортовым (курсовой и глиссадный приёмники, радиовысотомер малых высот, система воздушных сигналов и т. д.) системам обеспечения посадки, а также требования к квалификации экипажа и системам отображения информации.

Вначале категории Международной организации гражданской авиации были основаны только на понятиях *высоты принятия решения* (ВПР) или высоты нижней границы облаков и *дальности*

*видимости* на взлётно-посадочной полосе (ДВ). В дальнейшем требования становились жёстче и дополнялись, например были введены ограничения на скорость ветра вдоль и поперёк взлётно-посадочной полосы (см. *Минимум погодный*). При работах по **А. п.** параллельно развивались две концепции: лётчик — активное звено АСП, он принимает решения и участвует в управлении; лётчик — пассивное звено, он только контролирует исправность система автоматического управления. В САУ, разработанных с применением первого подхода, лётчик выполнял ряд функций по управлению самолётом, например парирование бокового сноса. При втором подходе разрабатывались АСП, полностью автоматизирующие выполнение как отдельных этапов, так и всей посадки. Такая автоматическая система посадки реализована на «*Буране*». Последовательное применение этих концепций привело к разработке и внедрению АСП, соответствующих категории III Международной организации гражданской авиации, в которых за лётчиком остаётся право принятия решения об уходе на второй круг и переходе на ручное управление самолётом (см. *Совмещённое управление*).

Лит.: Белгородский С. Л., Автоматизация управления посадкой самолёта. М, 1972.

И. Н. Тутовский.

Рис. Минимальный состав технических средств автоматизации посадки и их использование на различных этапах посадки в соответствии с категориями ИКАО: СВС — система воздушных сигналов; КРМ — курсовой радиомаяк; ГРМ — глиссадный радиомаяк; РВ — радиовысотомер малых высот.

Рис.

**автоматизация проектирования летательного аппарата** — процесс проектирования летательного аппарата с использованием вычислительной техники. **А. п.** основывается на теории и методах авиационной науки, методах анализа сложных технических систем. **А. п.** использует построение единой математической модели летательного аппарата, определяющей функцией, связи между его параметрами и характеристиками. В системе автоматизированного проектирования математическая модель летательного аппарата представляется в виде комплекса программ, каждая из которых осуществляет решение определенных уравнений. Уравнения описывают внешние аэродинамические силы, внутренние усилия в конструкции, характеристики двигательной установки и др. При этом учитываются управляющие воздействия и законы управления при ограничениях на значения и связи параметров, определяемых летно-техническими требованиями, условиями эксплуатации и так называемыми *уравнениями существования* летательного аппарата (уравнения компоновки). На рис. 1 приведена одна из возможных математических моделей самолёта. Для определения, например, аэродинамических характеристик летательного аппарата могут использоваться аналитические и расчётно-экспериментальные методы, базирующиеся на результатах систематических экспериментальных исследований. Характеристики силовой установки при **А. п.** могут быть получены на основании данных проспекта существующего или математической модели разрабатываемого двигателя. Одной из составляющих математической модели летательного аппарата является математическое описание его поверхности. На этой основе получают частные геометрические модели самолёта или его агрегатов, используемые при расчёте аэродинамических характеристик, прочности и т. п., проектировании и изготовлении аэродинамических моделей летательных аппаратов, изготовлении технологической оснастки и т. д. Важным моментом в **А. п.** является создание языковых и программных средств предварительного, формирования схемы летательного аппарата, с помощью которых конструктор «излагает» электронно-вычислительной машине свой замысел, пользуясь банком возможных технических решений (рис. 2). Содержимое банка пополняется результатами новых исследований в аэродинамике, двигателестроении, материаловедении, приборостроении, технологии и новыми конструкторскими решениями. Предварительное формирование схемы летательного аппарата на базе банка возможных технических решений является средством соединения творческих возможностей человека, предшествующего опыта и научно-технического потенциала отрасли с

вычислительными возможностями электронно-вычислительных машин. **А. п.** не заменяет конструктора, а предоставляет ему новое средство для творчества. При **А. п.** на различных стадиях развития проекта решают задачи формирования облика летательного аппарата, оптимизации некоторой группы его параметров по частным (например, максимум аэродинамического качества) или общим (например, топливная эффективность) критериям, синтеза конструктивно-силовой схемы при фиксированных обводах и общих параметрах летательного аппарата и др. Использование **А. п.** является также весьма эффективным при решении задачи определения рациональных технических требований к новому поколению летательных аппаратов. Применение методов **А. п.** в практике работы КБ позволяет повысить достоверность получаемого результата, используя при этом единую информационную базу, наиболее точные методики расчёта характеристик и автоматические проверки значений параметров и выполнения требований (см., например, *Автоматизированная система весового контроля*). Увеличение скорости вычислительных и графических работ позволяет повысить производительность труда проектировщиков. Качество проекта улучшается благодаря возможности анализа большего числа вариантов и технических решений по отдельным направлениям.

*Л. М. Шкадов.*

Рис. 1. Структура программы формирования облика самолета:  $G_0$  — взлетная масса;  $S$  — площадь крыла;  $P$  — тяга двигателей;  $\{\{\chi\}\}$  — стреловидность крыла;  $\{\{\lambda\}\}$  — удлинение крыла;  $c^x$  — относительная толщина профиля крыла;  $M$  — число Маха;  $N_{\text{пасс}}$  — число пассажиров;  $M_p$  — расчётный изгибающий момент для плит аэродромного покрытия;  $D_{\text{ф}}$  — диаметр фюзеляжа;  $\{\{\}\}_{\text{ф}}$  — длина фюзеляжа;  $n_{\text{гл.ст}}$  — число главных стоек шасси;  $d_{\text{пн}}$  — диаметр пневматика колеса;  $H$  — высота полета;  $c_c$  — удельный расход топлива;  $D_{\text{мг}}$  — диаметр мотогондолы;  $c_y, c_x$  — соответственно аэродинамические коэффициенты подъёмной силы и сопротивления;  $m_x$  — коэффициент аэродинамического момента относительно оси  $z$ ;  $\text{ГО}$  — горизонтальное оперение;  $\{\{\alpha\}\}$  — угол атаки;  $c_{y\text{max}}$  — максимальное значение коэффициента подъёмной силы;  $c_y^{\alpha}$  — производная коэффициента подъёмной силы по углу атаки крыла;  $\{\{\chi\}\}_p$  — относительная координата фокуса крыла;  $q_{\text{аэр}}$  — распределённая аэродинамическая нагрузка;  $q_t$  — распределённая массовая нагрузка от топлива;  $q_k$  — распределённая инерционная нагрузка крыла;  $G_{\text{дв}}$  — масса двигателя;  $G_{\text{кр}}$  — масса крыла;  $G_{\text{оп}}$  — масса оперения;  $G_{\text{ф}}$  — масса фюзеляжа;  $A_{\text{го}}$  — относительный статический момент горизонтального оперения;  $\{\{\chi\}\}_t$  — относительная координата центра масс;  $\{\{\Delta\chi\}\}_{\text{тэ}}$  — относительный эксплуатационный диапазон изменения центровок самолёта;  $\{\{\tau 1/\}\}$  — производная коэффициента продольного аэродинамического момента по коэффициенту подъёмной силы;  $S_{\text{го}}, S_{\text{во}}$  — площади соответственно горизонтального и вертикального оперения;  $\{\{\epsilon C\}\}$  — длина сбалансированной взлётной дистанции;  $\{\{Q\}\}$  — угол набора высоты;  $V$  — скорость;  $L_{\text{впн}}$  — длина взлётно-посадочной полосы;  $\{\{1\text{прерв}\}\}$  — дистанция прерванного взлёта;  $\{\{1\text{прод}\}\}$  — длина продолженного взлёта;  $V_{\text{кр}}$  — критическая скорость принятия решения о взлете;  $EPN$  — уровень шума в децибелах;  $\text{ЗВИ}$  — звукоизоляция;  $m$  — степень двухконтурности двигателя;  $\{\{tn\}\}$  — время полёта;  $G_{\text{анз}}$  — масса аэронавигационного запаса топлива;  $G_t$  — масса топлива;  $L, L_p$  — дальность полёта;  $t_{\text{ож}}$  — время ожидания посадки;  $C\{\{\Sigma\}\}$  — серийная стоимость самолёта;  $a$  — себестоимость авиаперевозок ( $a_1, a_2$  — значения себестоимости перевозок);  $G_{\text{кн}}$  — масса коммерческой нагрузки.

Рис. 2, Пример банка возможных технических решений проекта самолёта (модуль формирования схемы).

**автоматизированная система весового контроля** (АСВК) — подсистема управления ходом разработки летательного аппарата в *системах автоматизированного проектирования* (САПР), предназначенная для обеспечения проектных значений весовых характеристик летательного аппарата. АСВК осуществляет сбор, хранение, обработку и выдачу информации о состоянии разработки и значениях весовых и массово-инерционных характеристик агрегатов, узлов, о прогнозируемой массе летательного аппарата в целом. АСВК оперирует следующими значениями массы изделия: лимитным, чертёжным, фактическим, текущим и др. (см. *Весовой контроль*),

АСВК является организационно-технической системой и включает технические средства, математическое обеспечение электронно-вычислительных машин и нормативно-техническую документацию. **Техническими средствами** АСВК служат универсальная электронно-вычислительная машина, имеющая накопители на магнитных дисках и лентах ёмкостью, достаточной для хранения информации по всем изделиям, выпускаемым данным КБ, и необходимые периферийные устройства ввода и вывода данных. **Математическое обеспечение** включает программы формирования банка данных, расчёта массово-инерционных характеристик и программ вывода итоговых сводок АСВК. **Нормативно-техническая документация** АСВК содержит перечень и порядок исполнения всех работ, связанных с оформлением, прохождением и изменением чертёжно-конструкторской и производственной документации, а также специальной документации АСВК, вводимой инструкцией по АСВК данного предприятия. Наличие оперативной и достоверной информации о текущем состоянии весовых и массово-инерционных характеристик летательного аппарата и его отдельных элементов в ходе проектирования и изготовления позволяет руководителю проекта принять своевременные меры для обеспечения проектных значений весовых характеристик.

*В. В. Лазарев.*

**автоматизированная система технологической подготовки производства** (АСТПП) — совокупность технических средств и методов автоматизированного проектирования и реализации технологической системы, обеспечивающих возможность производства летательных аппаратов и других изделий с заданным уровнем качества и в заданных количествах с наименьшими затратами ресурсов в конкретных условиях производства с учётом *Отраслевой системы технологической подготовки производства*. АСТПП совместно с *системой автоматизированного проектирования* (САПР) является частью производственной системы и обязательна для гибкого автоматизированного производства (ГАП). Количество выполняемых функций и объём решаемых АСТПП задач в составе ГАП значительно возрастают в связи с переходом от проектирования и изготовления отдельных единиц технологического оснащения к проектированию, изготовлению, вводу в действие и модернизации сложных автоматизированных технологических комплексов (АТК). а также проектированию технологических процессов, выполняемых с помощью АТК, с высокой степенью детализации и программированию действий АТК.

В укрупнённой типовой структуре ГАП (см. рис.) в составе АСТПП выделяют три подсистемы в соответствии с тремя внешними функциями АСТПП: 1) автоматизированную систему управления технологической подготовкой производства (АСУТПП); 2) систему автоматизированного технологического проектирования (САПР-Т); 3) гибкое автоматизированное производство автоматизированных технологических комплексов (ГАП АТК).

**АСУТПП** является координирующей подсистемой и решает задачи планирования, учёта, контроля и регулирования всех подсистем АСТПП. Она согласовывает функционирование АСТПП в составе предприятия для достижения целей, определённых ей автоматизированной системой управления производством (АСУП).

**САПР-Т** осуществляет проектирование технологической системы изготовления элементов конструкции выпускаемого изделия, его сборки и испытания, разработку программ управления технологическим оборудованием с числовым программным управлением (ЧПУ) в составе АТК. В процессе проектирования технологической системы определяются: соответствие каждого элемента конструкции изделия требованиям чертёжно-конструкторской документации; состав производственных подразделений по видам работ; состав элементов технологического процесса, последовательность их выполнения и режимы; исходные данные и требования на создание или реконструкцию АТК; состав технологического оборудования, требования к оборудованию или технические задания на его разработку и изготовление; состав приёмов работы исполнителей; состав и квалификация исполнителей по видам работ; нормы затрат ресурсов (трудовых, материальных, энергетических, временных, стоимостных) на выполнение всех элементов

технологического процесса. В задачи САПР-Т входят также согласование конструкции изделия и отдельных её элементов с возможностями технологической системы предприятия, увязка (геометрическая и размерная) элементов конструкции изделия и технологической оснастки, построение конструктивных плазов при плазово-шаблонном методе производства, программирование действий технологического оборудования с числовое программное управление в составе АТК. САПР-Т решает задачи проектирования технологии с различной степенью детализации в зависимости от типа и уровня автоматизации производства. Для мелкосерийного производства, оснащённого универсальным оборудованием, технологическим документом является маршрутная карта, содержащая перечень основных технологических операций. Полный состав задач решается на основе математической модели в САПР-Т для производства, максимально оснащённого технологическим оборудованием с ЧПУ, управляемого от электронных вычислительных машин и объединённого в АТК. При использовании оборудования с числовое программное управление необходима детальная разработка технологических операций, на основе которых производится изменение параметров технологического процесса и разработка программ управления АТК.

В рамках **ГАП АТК** осуществляются проектирование, изготовление и ввод в действие АТК в целом и отдельных его компонентов: технологического оборудования, автоматизированных транспортно-складских систем, оснастки, стендов, инструмента, программно-технических комплексов и т. д.

*П. Н. Белянин, В. Ф. Соколов.*

**Структура гибкого автоматизированного производства: АСУ ПП — автоматизированная система управления производственными подразделениями; АСУ ТП — автоматизированная система управления технологическими процессами (остальные обозначения приведены в тексте).**

**автоматизированное рабочее место** (АРМ) — комплекс технических средств вычислительной техники, обеспечивающий эффективное взаимодействие пользователя (конструктора, проектировщика, научного работника и т. п.) с *системой автоматизированного проектирования* (в том числе авиационной техники), системами технологической подготовки эксперимента, управления экспериментом, автоматизации научных исследований и т. п. АРМ может быть терминалом электронно-вычислительных машин или автономным устройством, базирующимся на мини (микро)-ЭВМ. АРМ составляют периферийные устройства электронно-вычислительных машин (алфавитно-цифровой дисплей, графический дисплей, графопостроитель, диджитайзер). ориентированные на режим диалога и работу с графической информацией. АРМ имеет своё математическое обеспечение, включающее диалоговую операционную систему и пакет прикладных программ, состав которого зависит от назначения АРМ. В самолётостроительных и других конструкторских бюро АРМ используется как средство оргтехники.

**автоматическое регулирование** (синтез систем). Практически все этапы и режимы функционирования летательного аппарата сопровождаются (обеспечиваются) автоматическим регулированием. Регулируются как параметры полёта (в том числе координаты), так и параметры режима силовой установки, систем энергоснабжения, многочисленных других бортовых систем и агрегатов, включая систему жизнеобеспечения. Назначение систем автоматического регулирования (САР) заключается в исполнении (отработке) задающих воздействий в условиях помех (возмущающих воздействий). Задающие воздействия поступают от старших уровней системы управления, в том числе экипажа, или программируются заранее на стадии производства (монтажа) системы или её предполётной подготовки. От точности отработки задающих воздействий во многом зависят технико-экономические показатели и безопасность полётов. Поэтому качеству автоматического регулирования уделяется большое внимание. Используются все известные принципы регулирования: по отклонению (с обратной связью), по возмущению (с разомкнутым контуром), комбинированное (сочетание двух предыдущих принципов), адаптивное и др.

Одним из путей обеспечения достаточно высокого качества процессов регулирования является

синтез САР на стадии проектирования. Синтез САР заключается в определении структуры и параметров (коэффициентов) системы, обеспечивающих заданные показатели качества регулирования. Синтез САР определенным образом связан с анализом САР и в простейшей форме может базироваться на анализе множества вариантов, задаваемых произвольным образом. Однако таким путём практически невозможно достигнуть оптимальных решений.

На всех этапах развития авиации и ракетно-космической техники для синтеза бортовых САР привлекались наиболее передовые для своего времени методы теории управления. На ранних этапах это были в основном **методы теории устойчивости движения**. Система «регулятор — регулируемый объект» проектировалась так, чтобы обеспечить устойчивость заданного состояния, на этом предварительный синтез заканчивался. В дальнейшем широкое распространение получили **частотные методы синтеза САР** — структурные динамические схемы контуров регулирования. САР рассматриваются как совокупность элементарных динамических звеньев однонаправленного действия, образующих взаимосвязанные или автономные контуры. Строгое обоснование частотный синтез имеет для так называемых линейных систем. Для каждого элементарного линейного звена известны частотные характеристики, в том числе логарифмические частотные характеристики, правила определения частотных характеристик заданного соединения звеньев, а также критерии устойчивости и качества процессов регулирования, сформулированные в терминах частотных характеристик. На этой основе строятся инженерные методики синтеза контуров, широко применяемые и в 90-х гг. На базе этих методов обычно осуществляется предварительный синтез на начальной стадии проектирования САР. Последующие этапы синтеза выполняются с помощью электронно-вычислительных машин. В ходе математического, а на заключительной стадии и полунатурного (с реальной аппаратурой управления) моделирования уточняются структура и значения параметров синтезируемой системы, Процедуры синтеза посредством электронно-вычислительных машин во многом могут быть формализованы (автоматический поиск оптимальных структур и значений параметров) и являются основным направлением практического синтеза САР.

Начиная с 60-х гг. широкое развитие и применение получила **современная теория управления**, базирующаяся на описании процессов в так называемом пространстве состояний. Качество управления, критерии оптимизации в этой теории задаются в виде функционалов, как и в классическом вариационном исчислении, Эта теория явилась основой решения задач синтеза САР как в детерминированной (аналитическое конструирование регуляторов), так и стохастической (вероятностной) постановке, как при полной, так и при ограниченной информации о математической модели регулируемого процесса (синтез оптимальных адаптивных САР). Современная теория объединяет в единое целое теории фильтрации (оценивания), идентификации и собственно регулирования. Она позволяет синтезировать как непрерывные, так и дискретные алгоритмы, удобные для реализации в цифровых вычислительных машинах.

В связи с совершенствованием и широким применением бортовых цифровых вычислительных управляющих систем, внедрением методов современной теории управления синтез бортовых САР всё больше трансформируется в разработку математического обеспечения. На эту разработку приходится всё большая доля затрат при создании перспективных систем.

*Лит.:* Системы автоматического управления самолетом, Методы анализа и расчета, М., 1973; **Красовский А. А.**, Системы автоматического управления полетом и их аналитическое конструирование, М., 1973; **Бюшгенс Г. С.**, **Студнев Р. В.**, Аэродинамика самолета. Динамика продольного и бокового движения, М, 1979

*Л. А. Красовский.*

**автоматическое управление летательным аппаратом** — процесс программного изменения и стабилизации отдельных параметров движения летательного аппарата или целенаправленного управления траекторией полёта, осуществляемый с помощью средств автоматики без воздействия лётчика на органы управления. Для **А. у.** каким-либо параметром движения летательного аппарата

должен быть реализован некоторый контур *автоматического регулирования*, включающий измерители текущего значения регулируемого параметра и его отклонения от заданного значения и регулирующее устройство (см. рис.). Воздействуя на объект управления, регулирующее устройство обеспечивает поддержание сигнала отклонения в области нулевого значения; устройство состоит из вычислителя, формирующего сигнал, и средств передачи сигнала управляющего воздействия на органы управления.

Для программного изменения и стабилизации отдельных параметров движения самолёта чаще всего используются контуры регулирования его углового положения, в также высоты, приборной скорости и *Маха числа* полёта. Указанные контуры могут быть реализованы в отдельном устройстве, называемом автопилотом. Выбор состава одновременно регулируемых параметров, установка их заданных значений, необходимых для последующей стабилизации, осуществляются лётчиком с помощью пульта управления.

Для целенаправленного управления траекторией полёта реализуются контуры регулирования положения летательного аппарата на заданной пространственной траектории, параметры которой формируются бортовыми и наземными информационными средствами. В этом случае соответствующее бортовое регулирующее устройство называется автоматической системой траекторного управления.

Для устранения отклонений от заданной траектории необходимо управлять линейными перемещениями летательного аппарата в горизонтальной и вертикальной плоскостях. Это достигается изменением параметров движения летательного аппарата относительно его центра масс. Вычислителем системы траекторного управления на основании сигналов отклонений, а также скоростей их изменения формируется сигнал управляющего воздействия (командный сигнал) в виде заданных значений угла *крена*, нормальной *перегрузки* или угла *тангажа*. Эти команды могут быть выполнены (отработаны) автопилотом или аналогичным ему устройством. Таким образом, при автоматическом управлении траекторным движением образуются два контура: контур отработки отклонения от заданной траектории (внешний) и контур отработки командного сигнала (внутренний). Если командные сигналы вычислителя траекторного управления (индицируемые на директорном приборе) обрабатываются лётчиком, то процесс регулирования называется *директорным управлением*, а соответствующее вычислительное устройство и директорный прибор — директорной системой траекторного управления. При решении задачи автоматического управления траекторным движением необходимо точное выдерживание заданной лётчиком *приборной скорости* посредством изменения тяги двигателей. Для этой цели применяется бортовое регулирующее устройство, называемое автоматом скорости или автоматом тяги. В наиболее сложном случае заданные значения параметров траектории могут формироваться в зависимости от других параметров движения самолёта (например, высоты в функции оставшейся дальности до некоторой точки) или координат самолёта относительно другого подвижного объекта.

Средства измерения параметров траектории, формирования заданной траектории и отклонений от неё обычно объединяются в функционально законченные бортовые (или бортовые и наземные) информационные системы, обеспечивающие выдачу необходимых сигналов на индикаторы пилота и в систему траекторного управления на отдельных этапах полёта. Например, при полёте по маршруту и предпосадочном маневрировании параметры траектории формируются в бортовых навигационных вычислителях, на этапе захода на посадку и приземления используются наземные маяки и бортовые приёмники радиотехнической системы посадки (см. *Автоматизация посадки*).

Согласование работы бортовых средств, входящих в автоматические контуры формирования заданной траектории, с командами траекторного управления и системами отработки командных сигналов осуществляется в системах пилотажно-навигационного оборудования (ПНО). В зависимости от требований к уровню автоматизации управления летательным аппаратом все необходимые для этой цели регулирующие устройства, обеспечивающие выполнение функций

автопилота, автомата скорости, системы автоматического и директорного траекторного управления, могут быть объединены (интегрированы) в бортовую систему автоматического управления (САУ), входящую в состав ПНО самолёта.

Бортовая система автоматического управления в соответствии с выбором лётчика обеспечивает все режимы **А. у.**, предусматриваемые для данного летательного аппарата. САУ обычно включает: функционально-конструктивные модули вычислителей автопилота и команд траекторного управления; сервоприводы; блоки контроля отказов; пульта включения питания и выбора режимов, пульта-задатчики; индикаторы контроля работы САУ — указатели усилий на рулевых машинках, табло переключений режимов работы, табло отказов; органы экстренного вмешательства — кнопки быстрого отключения САУ, устройства пересиливания рулевых машинок; датчики угловых скоростей и перегрузок. В состав САУ могут входить автоматы улучшения характеристик устойчивости и управляемости самолёта. Конструктивно САУ на несколько каналов в соответствии с органами управления продольным, боковым, поперечным движениями летательного аппарата, а также тягой двигателей. Для удобства работы обычно предусматривается возможность раздельного включения и выключения каналов с пульта лётчика. В конструкции САУ для уменьшения влияния отказов используются различные устройства, ограничивающие размер хода и моменты рулевых машинок, значения перегрузок, углов крена и тангажа. Для ответственных режимов **А. у.** (например, заход на посадку) предусматриваются меры по обеспечению так называемого пассивного проявления отказов (т. е. заход на посадку может быть автоматически прерван без значительного изменения режима полёта самолёта). Пассивность САУ при отказах достигается средствами встроенного контроля или резервированием каналов управления с автоматическим сравнением их работы.

По мере повышения уровня аппаратной интеграции бортовых цифровых систем понятие САУ как самостоятельной аппаратуры исчезает, а её функции распределяются между вычислительными системами самолётовождения, управления полётом и тягой, а также автоматизированной системой штурвального управления.

*Лит.:* Михалев И. А., Окоемов Б. Н., Чикулаев М. С., Системы автоматического и директорного управления самолетом, 2 изд., М, 1987; Гуськов Ю. П., Загайнов Г. И., Управление полетом самолетов, М., 1980.

*Л. М. Бондаренко.*

Схема контура регулирования параметра движения самолёта: 1 — измеритель отклонения; 2 — вычислитель; 3 — сервопривод; 4 — самолёт; 5 — измеритель параметра;  $X_3$  и  $X_{тек}$  — заданное и текущее значения регулируемого параметра;  $\{\Delta\}X$  — отклонение регулируемого параметра;  $\{\delta\}_y$  — управляющий сигнал;  $\{\delta\}_p$  — отклонение рулевого органа.

**автомодельное течение** (от греческого  $\alpha\upsilon\tau\{\acute{o}\}s$  — сам и французского  $mod\{\grave{e}\}le$  — образец) — течение жидкости (газа), которое остаётся механически подобным самому себе при изменении одного или нескольких параметров, определяющих это течение. В механически подобных явлениях наряду с пропорциональностью геометрических размеров соблюдается пропорциональность механических величин — скоростей, давлений и др. При этом оказывается, что в системе дифференциальных уравнений в частных производных, описывающей течение, может быть уменьшено число независимых переменных введением соответствующих зависимых и независимых переменных. Для анализа **А. т.** широко привлекается теория подобия и размерностей (см. *Подобия законы*).

**А. т.** представляют собой вырожденные течения, которые сохраняют существенные особенности рассматриваемого класса течений, и существуют при определенных ограничениях, накладываемых на теплофизические свойства среды, структуру потока и форму обтекаемой поверхности. Они исследуются с целью выяснения физики явления, а также изучения влияния определяющих параметров задачи на характеристики течения, поскольку их численный анализ упрощается из-за

уменьшения числа независимых переменных. Некоторые **А. т.** имеют прикладное значение, так как они описывают течение среды около отдельных элементов летательного аппарата.

Для двумерной задачи анализ **А. т.** сводится к интегрированию обыкновенных дифференциальных уравнений и, следовательно, во всём поле течения имеется подобие профилей искомым функциям, построенных в соответствующих координатах, поэтому **А. т.** часто называют подобными или **самоподобными** течениями, в особенности в зарубежной литературе.

В трёхмерной задаче возможны два случая: а) задача сводится к решению обыкновенных дифференциальных уравнений и, следовательно, подобие профилей искомым функциям существует для всего поля течения (на всей обтекаемой поверхности), поэтому **А. т.** такого рода иногда называется **поверхностно-подобным течением**; б) анализ **А. т.** сводится к интегрированию двумерных дифференциальных уравнений в частных производных; в этом случае подобие профилей имеет место в определенных плоскостях (вдоль координатной линии на обтекаемой поверхности), поэтому они иногда называются **линейно-подобными течениями**. Типичным примером может служить обтекание «острого» кругового конуса сверхзвуковым потоком *совершенного газа* при больших *Рейнольдса числах* и умеренных *углах атаки*  $\{\alpha\}$ , когда *головной скачок уплотнения* присоединён к его вершине. В потоке идеального газа за коническим скачком уплотнения реализуется *коническое течение*, под воздействием которого на поверхности конуса развивается *ламинарный пограничный слой*. Решение задачи как для идеальной, так и для вязкой жидкости является при  $\{\alpha\} = 0$  **поверхностно-подобным**, а при  $\{\alpha\} \neq 0$  **линейно-подобным** (подобие профилей в меридианальных плоскостях).

*В. А. Башкин.*

**автопилот** (от греческого  $\alpha\upsilon\tau\omicron\tau\omicron\sigma$  — сам и французского *pilote* — руководитель, вожак) — система управления, обеспечивающая автоматическую стабилизацию и управление летательного аппарата с целью сохранения заданного режима полета. **А.** состоит (см. рис.) из близких по принципу действия автоматов, каждый из которых обеспечивает сохранение определенных параметра режима полёта (*курса*, углов и скоростей *крена* и *тангажа*, скорости полёта и т. д.). При отклонении параметра от заданного значения соответствующий датчик вырабатывает сигнал, пропорциональный этому отклонению. Сигнал после необходимых преобразований воздействует через *сервоприводы* на органы управления двигателями или на рули управления летательного аппарата, которые устраняют отклонения соответствующего параметра от его заданного значения. Работа **А.** даёт возможность сохранить заданный режим полёта без вмешательства лётчика.

Датчиками **А.** служат *гироскопы*, системы воздушных сигналов, радиотехнические устройства, инерциальные системы и др. В **А.** используются электрические и электрогидравлические сервоприводы. Для обеспечения безопасности полётов применяется *резервирование* отдельных цепей **А.** и его узлов.

Практическое значение получили **А.** с применением гироскопических датчиков. В США Э. Сперри построил **А.** с гироскопическими датчиками, и во время всемирной выставки в Париже (1914) был совершён первый официально зарегистрированный полёт гидросамолёта с автоматическим управлением. Первый отечественный **А.** был создан в 1932.

В 60-х гг. в связи с совершенствованием летательных аппаратов и расширением функций автоматики осуществлялась интеграция **А.** с другими пилотажными автоматами (захода на посадку, взлёта и ухода на второй круг, программного полёта, тяги и т. д.). Комплекс этих автоматов составляет бортовую систему автоматического управления летательного аппарата. Дальнейшая интеграция **А.** проводится на базе цифровых вычислителей.

*Лит.:* Красовский А. А., Системы автоматического управления полетом и их аналитическое конструирование, М., 1973; Автоматизированное управление самолетами и вертолетами, под ред. С. М. Федорова, М., 1977.

**авторотация** (от греческого  $aut\{\{\dot{\}}\}s$  — сам и латинского  $rotatio$  — вращение). 1) **А. винта** — режим работы несущего (воздушного) винта, при котором энергия, необходимая для его вращения, отбирается от набегающего на винт потока. Режим **А.** является рабочим для автожира, а на вертолёт (самолёте) возникает при отказе (выключении) двигателя (силовой установки). Набегающий на винт поток при снижении вертолёт (самолёта) образуется за счёт уменьшения потенциальной энергии летательного аппарата (у двух- или многовинтового самолёта энергия набегающего потока, идущая на вращение винта отказавшего двигателя, создаётся остальными, работающими, двигателями). **А.** отличается от других режимов работы несущего (воздушного) винта тем, что крутящий момент на валу винта равен нулю (практически очень мал), а *тяга винта* (сопротивление) весьма значительна (равна, например, весу вертолёт или автожира). Известно, что на режиме **А.** прикомлевые сечения лопасти *несущего винта* обтекаются потоком с большими закритическими углами атаки, средние сечения — с большими докритическими углами. В этих сечениях аэродинамические силы и моменты создают тормозящий вращение винта момент. Концевые же сечения, обтекаемые с малыми и средними углами атаки, создают момент, ускоряющий вращение винта. На схеме скоростей набегающего на лопасть потока и сил в некотором сечении лопасти (см. рис.) показан случай, когда момент сил относительно оси вращения винта равен нулю. Режим **А.** несущего винта (поток набегаёт снизу) устойчив при малых положительных углах установки лопасти, что позволяет при отказе двигателя перевести вертолёт с режима моторного полёта на достаточно пологое планирование и совершить безопасную посадку с пробегом по-самолётному или без пробега с применением энергичного торможения вертолёт за счёт увеличения угла атаки несущего винта и угла установки лопастей перед моментом посадки (используется кинетическая энергия снижения вертолёт и вращения несущего винта). Посадка на режиме **А.** со снижением по вертикали не применяется, так как в этом случае установившаяся скорость снижения примерно вдвое больше, чем при планировании с горизонтальной составляющей скорости, и безопасная посадка практически невозможна. Однако в отдельных случаях **А.** может быть использована для увеличения скорости снижения вертолёт.

Вращения воздушного винта самолёт на режиме **А.** стремятся избежать, так как вращающийся винт создаёт большое сопротивление, заметно увеличивая скорость снижения самолёт. В этом случае лопасти винта устанавливаются в так называемое флюгерное положение — плоскости хорд лопастей примерно совпадают с направлением набегающего потока (углы атаки сечений минимальны), винт перестаёт вращаться и имеет гораздо меньшее лобовое сопротивление.

2) **А. двигателя** — режим работы газотурбинного двигателя в полёте, когда ротор вращается за счёт скоростного напора (без сжигания топлива в камере сгорания). Приведённые параметры ГДТ любой конструктивной схемы на режиме **А.** однозначно зависят от *Маха числа* полёта  $M\{\{\infty\}\}$  в области условий полёта, в которой коэффициент полезного действия элементов газотурбинного двигателя не зависят от *Рейнольдса числа* при отсутствии отбора мощности от ротора и отбора воздуха от компрессора и неизменных или изменяемых по законам подобия положениях регулирующих устройств. **А.** двигателя обычно характеризуется частотой вращения ротора (роторов). Приведённая частота вращения ротора при **А.** возрастает по мере увеличения числа  $M\{\{\infty\}\}$ , по зависимости, близкой к линейной, до тех пор, пока не будет достигнуто критическое истечение в реактивном сопле или на выходе из турбины. Приведённая частота вращения при **А.** при прочих равных условиях выше у газотурбинных двигателей, имеющих меньшую температуру газа перед турбиной и большую степень повышения давления в компрессоре на расчётном (максимальном) режиме. У многовальных двигателей наибольшие частоты вращения характерны для роторов высокого давления. При отказе двигателя режим **А.** в общем случае более благоприятен, поскольку аэродинамическое сопротивление двигателя в режиме **А.** меньше, чем у остановленного двигателя. Кроме того, привод электрогенераторов и насосов гидравлических систем летательного аппарата осуществляется от двигателей; **А.** облегчает также повторный запуск заглохшего двигателя.

3) **А. крыла** — то же, что самовращение аэродинамическое.

*Лит.:* Братухин И. П., Автожиры. Теория и расчет, М. — Л., 1934; Гессоу А., Мейерс Г., Аэродинамика вертолета, пер. с английск, М., 1954; Юрьев Б. Н. Избр. труды, т. 1, М., 1961; Литвинов Ю. А., Боровик В. О., Характеристики и эксплуатационные свойства авиационных турбореактивных двигателей, М., 1979.

*Е. С. Воздаев, Ю. А. Литвинов.*

Схемы скоростей набегающего на сечение лопасти несущего винта потока и действующих в этом сечении сил в режиме авторотации:  $V$  — горизонтальная скорость полёта;  $V_y$  скорость снижения;  $\{\omega\}_r$  — окружная скорость сечения;  $R, X, Y$  — аэродинамические силы;  $\{\phi\}$  — угол установки сечения.

**Агальцов** Филипп Александрович (1900—1980) — советский военачальник, маршал авиации (1962), Герой Советского Союза (1978). В Советской Армии с 1919. Окончил Киевскую военно-политическую школу (1925), Военно-политическую академию имени В. И. Ленина (1932), курсы лётчиков при Качинской военной авиационной школе лётчиков имени А. Ф. Мясникова (1934). Участник Гражданской войны, Национально-революционной войны в Испании. В начале Великой Отечественной войны командир бомбардировочного авиаполка, в 1941—1943 начальник военно-авиационной школы лётчиков, в 1943—1945 командир штурмовой авиадивизии и смешанного авиакорпуса. После войны заместитель главнокомандующего военно-воздушными силами (1949—1956, 1958—1962), командующий Авиацией дальнего действия (1962—1969). Награждён четырьмя орденами Ленина, пятью орденами Красного Знамени, орденами Суворова 2-й степени, Кутузова 2-й степени, Отечественной войны 1-й степени, Красной Звезды, «За службу Родине в Вооружённых Силах СССР» 3-й степени, медалями, а также иностранными орденами.

**Ф. А. Агальцов.**

**АГАРД** (AGARD, Advisory Group for Aerospace Research and Development) — совещательный комитет при НАТО по научно-исследовательским и опытно-конструкторским работам в области авиации и космонавтики. Образован в 1952 с целью обмена научно-технической информацией по авиации и космонавтике между странами — членами НАТО. Имеет отделения механики полёта, динамики жидкости, наведения и управления летательными аппаратами, конструкции и конструкционных материалов и др. Регулярно проводит конференции и собрания, материалы которых публикуются в трудах комитета (AGARD conference proceedings), лекционной серии (AGARD lecture series) и других изданиях.

**агентство воздушных сообщений** — в России самостоятельное производственное предприятие гражданской авиации, осуществляющее коммерческую деятельность для удовлетворения потребностей народного хозяйства и населения обслуживаемого района в авиаперевозках. Через разветвлённую сеть касс и филиалы производит продажу билетов на самолёты, резервирование мест в самолётах транзитным пассажирам; осуществляет бронирование и приём заказов на авиабилеты, доставку их на дом; через печать, радио, телевидение проводит информационную и рекламную работу; заключает с клиентурой договоры на массовые пассажирские и грузовые перевозки; организует обслуживание пассажиров и грузовой клиентуры в кассах, городских аэровокзалах — регистрацию билетов, оформление багажа и доставку пассажиров и их багажа в аэропорт. В зависимости от объёма авиаперевозок, территории обслуживаемого района, наличия филиалов и других факторов **А. в. с.** подразделяются на центральные, территориальные и городские. Каждое **А. в. с.** имеет свой район экономического тяготения; эти районы охватывают всю территорию страны.

**«Агуста»** (Construzione Aeronautiche Giovanni Agusta SpA) — вертолетостроительная фирма Италии. Основана в 1907 Дж. Агустой. Занималась разработкой и постройкой лёгких самолётов, в 1954 начала лицензионное производство вертолётов фирмы «Белл»: Белл 47 (построено свыше

1100), затем моделей Белл 204 (первый полёт в 1961), 205 (1965, построено около 1000), 206 (1967), 412 (1981). По лицензии фирмы «Боинг вертол» выпускала военно-транспортные вертолёты СН-47С «Чинук» и по лицензии фирмы «Сикорский» противолодочные вертолёты SH-3. В первой половине 1960-х гг. фирма разработала первый вертолёт собственной конструкции А101 с тремя газотурбинными двигателями (1964), рассчитанный на перевозку 36 десантников. Первый серийный вертолёт фирмы — лёгкий многоцелевой А109 «Хирундо» (1971, построено более 350 в административном и противотанковом вариантах). На его основе создан противотанковый вертолёт А129 «Мангуста» (1983, см. рис. в табл. XXXVIII). В 1980 совместно с фирмой «Уэстленд» образовала консорциум ЕНІ (European Helicopter Industries) для разработки многоцелевого вертолёта ЕН101 с тремя газотурбинными двигателями (1987). Основные данные некоторых вертолётов фирмы приведены в таблице.

Таблица — Вертолеты фирмы «Агуста»

Основные данные	Многоцелевой А109 Мк.ІІ	Противотанковый А129
Первый полёт, год	1981	1983
Число и тип двигателей	2 ГТД	2 ГТД
Мощность двигателя, кВт	313	615
Диаметр несущего винта, м	11	11,9
Число лопастей	4	4
Размах крыла, м	-	3,2
Длина вертолёта с вращающимися винтами, м	13,05	14,29
Высота вертолёта с вращающимися винтами, м	3,3	3,3
Сметаемая площадь, м <sup>2</sup>	95,03	111,2
Взлётная масса, т:		
нормальная	2,4	-
максимальная	2,59	4,1
Масса пустого вертолёта, т	1,42	2,53
Число пассажиров	7	-
Максимальная перевозимая нагрузка, т	0,9 (на внешней подвеске)	1 (боевая нагрузка)
Крейсерская скорость	285	260
Максимальная дальность полёта, км	650	525
Статический потолок (без учёта влияния земли), м	2880	2390
Экипаж, чел.	1-2	2

Вооружение и спецоборудование	-	НАР, 8 ПТУР, контейнеры с пулеметами и пушками, лазерный, и оптический прицелы
-------------------------------	---	--

В. В. Беляев.

**Адамович-Иодко** Николай Владимирович (р. 1915) — советский лётчик-испытатель, заслуженный лётчик-испытатель СССР, кандидат технических наук (1956). После окончания Московского авиационного института (1940) на испытательской работе. Летал на многих типах самолётов. Провёл полные испытания опытного экземпляра самолёта Ла-7. Выполнял сложные испытания на самолётах с турбовинтовыми двигателями с отказом систем флюгирования винта на режимах взлёта и посадки. Провёл исследования в области устойчивости и управляемости летательных аппаратов, авиационной эргономики, автоматических систем управления. Награждён орденами Ленина, Трудового Красного Знамени, Красной Звезды, медалями.

Н. В. Адамович-Иодко.

**адаптация** (от средневекового, латинского *adaptatio* — приспособление) к темноте — приспособление глаз к восприятию слабых яркостей при переходе от сильной освещённости к пониженной. **А.** характеризуется расширением зрачка, повышением чувствительности сетчатки глаз и смещением зрительного восприятия в фиолетовую область спектра (так называемый феномен Пуркинье). **А.** имеет важное значение при ночных полётах, когда лётчику приходится переводить взгляд от освещённой приборной доски на затемнённые внекабинные ориентиры. Поэтому при подготовке лётчиков проводятся специальные тренировки по восприятию наземных ориентиров в условиях слабой освещённости с учётом того, что предметы красного и оранжевого цветов при этом кажутся более тёмными, а сине-зелёные — более светлыми. **А.** в темноте изменяется с возрастом; наилучшие показатели **А.** отмечают в 20—30 лет, затем эта способность постепенно снижается.

**адаптивное крыло** — крыло, профиль которого принимает форму, близкую к оптимальной на каждом заданном режиме полёта (в том числе при маневрировании). Элементы **А. к.** (носовые и хвостовые части) автоматически отклоняются в зависимости от *Маха* числа полёта  $M_{\infty}$  и угла атаки, сохраняя плавность обводов внешней поверхности. **А. к.** является многофункциональным органом и предназначается для многоцелевых и (или) высокоманевренных самолётов. Управление элементами **А. к.** осуществляется высокоавтоматизированной электродистанционной системой. Улучшение аэродинамических и летно-технических характеристик самолёта достигается за счёт аэродинамических эффектов и расширяет возможности управления.

Отклонение подвижных элементов **А. к.** с сохранением плавности его обводов по некоторому закону, подобранному на основании экспериментальных и расчётных исследований, позволяет перераспределить давление на его поверхности таким образом, чтобы предотвратить *срыв потока* или существенно ослабить его развитие на выбранном режиме полёта. В результате граница возникновения тряски и *бафтинга* смещается на большие углы атаки, повышается эффективность поворотных поверхностей, работающих в режиме органов управления. Если изменение формы **А. к.** подчинить условиям, при идеальном выполнении которых критическая точка в каждом сечении крыла смещается в носик профиля, а распределение *циркуляции скорости*, по размаху становится эллиптическим, то при выбранном значении коэффициент подъёмной силы  $c_y$  обеспечивается минимум коэффициент сопротивления  $c_x$  (см. *Аэродинамические коэффициенты*). При выполнении первого условия снижаются пики разрежения в окрестности передней кромки, которые на обычном крыле приводят по достижении некоторого угла атаки (тем меньшего, чем тоньше профиль и острее его передняя кромка) к отрыву потока и потерям *подсасывающей силы*

(рис. 1), то есть к увеличению сопротивления. При выполнении второго условия минимизируется *индуктивное сопротивление*. Поляр **А. к.**, непрерывно изменяющего форму поперечных сечений в зависимости от  $c_y$ , является огибающей семейства поляр для крыльев с различными положениями их подвижных элементов (рис. 2). Общая закономерность изменения формы срединной поверхности для крыла с углом стреловидности  $X > 0$  — увеличение кривизны профиля и отрицательной крутки крыла с возрастанием угла атаки.

Отклонение подвижных элементов **А. к.** (возможно, синхронизированное с отклонением горизонтального оперения), осуществляемое таким образом, чтобы центр давления действующих на самолёт аэродинамических сил не менял своего положения, дает возможность осуществить непосредственное управление аэродинамической подъёмной силой. Преимущественное отклонение задней кромки корневых сечений крыла позволяет уменьшить изгибающие моменты в его корневых сечениях при полёте с большими перегрузками (рис. 3) за счёт перераспределения циркуляции, а следовательно, и нагрузки по размаху крыла — увеличения в корневых и уменьшения в концевых сечениях. Снижение перегрузок при полёте в беспокойной атмосфере достигается включением в контур управления подвижными элементами **А. к.** соответствующих обратных связей.

**А. к.** должно иметь специальную конструкцию, гарантирующую минимальное отклонение формы его поверхности от расчётной в полётных условиях. В частности, в его обшивку должны быть включены гибкие элементы для обеспечения плавности обводов поверхности при отклонении подвижных элементов.

*Р. Д. Иродов, Л. А. Курочкин.*

Рис. 1. Поляры крыла с неплоской (I) и плоской (II) срединными поверхностями (а) и зависимости коэффициента давления  $c_p$ , и картины обтекания в режимах полёта ( $\beta$ — $\varepsilon$ ), соответствующих точкам 1 ( $\beta$ ), 2 ( $\alpha$ ) и 3 ( $\varepsilon$ , виден срыв потока);  $\{x\}$  — приведенная хорда крыла.

Рис. 2. Поляры самолёта и профили крыла (показаны справа), оптимальные для различных режимов полёта;  $\circ$ , 1 — с максимальной скоростью; 2 — в крейсерском режиме;  $\bullet$ , 3 — маневрирование на больших углах атаки;  $\{x\}$ , 4 — на предельных углах атаки. Красная линия — огибающая поляр.

Рис. 3. Распределение подъёмной силы  $Y$  (а) и изгибающего момента  $M_{изг}$  (б) при отклонении задней кромки крыла на угол  $\{\delta\}$  (в), различный по размаху крыла (сплошные линии) и без её отклонения (штриховые линии).

**Адер** (Ader) Клеман (1841-1925) — французский конструктор, один из пионеров авиации. Самоучка-механик, **А.** в 1882 в обстановке секретности приступил к созданию самолета с паровым двигателем. В 1890 построил самолёт «Эол», или «Авьон I», с массой 296 кг, складывающимися консолями крыла большой кривизны, одним паровым двигателем к воздушным винтом. При испытаниях этот самолёт прыгнул приблизительно на 50 м, однако этот прыжок не рассматривают как истинный полёт, поскольку самолёт был неуправляемым в полёте и не мог совершать устойчивого полёта. Постройка аналогичного самолёта «Авьон II» завершена не была. При поддержке правительства **А.** построил самолёт «Авьон III» больших размеров с массой ~ 400 кг, двумя паровыми двигателями мощностью по 15 кВт и двумя воздушными винтами. В официальных испытаниях в 1897 самолёт сошёл с круговой стартовой дорожки и пробежал ~ 200 м, фактически не отрываясь от земли. Поддержка работ **А.** была прекращена, и он отошёл от авиационных исследований. Слово «авьон» (avion) вошло во французский язык для обозначения летательного аппарата с двигателем и фиксированным крылом. См. рис. в табл. II.

**К. Адер.**

**административные формальности при воздушных перевозках** — собирательный термин, относящийся к группе норм, регулирующих различные виды контроля (таможенного, санитарного,

валютного, паспортного, иммиграционного, карантинного), а также действующим в аэропортах правилам, касающимся прибытия и убытия воздушных судов, членов экипажей, пассажиров, багажа и грузов. **А. ф. при в. п.** определяются национальным законодательством и международными соглашениями, например *Чикагской конвенцией 1944*. В СССР **А. ф. при в. п.** регламентировались Воздушным кодексом СССР, согласно которому на воздушные суда, их экипажи и пассажиров, прибывавших в СССР и отбывавших из СССР, а также на имущество, ввозимое в СССР или вывозимое из СССР, распространялось действие соответственно паспортных, таможенных, валютных, санитарных, карантинных и иных правил о въезде и выезде, а также ввозе и вывозе имущества и транзите через территорию СССР.

К **А. ф. при в. п.** относится также комплекс мер, касающихся обязательности тех или иных документов, вносимых в них данных, способа их заполнения, досмотра багажа и груза и личного досмотра пассажиров и т. п. Ввиду непосредственного влияния применения **А. ф. при в. п.** на сроки отправки воздушных судов, при установлении **А. ф. при в. п.** особое внимание обращается на их упрощение и сокращение их числа. В этих целях применительно к международным перевозкам в рамках Международной организации гражданской авиации (ИКАО) разработано отдельное приложение к Чикагской конвенции 1944 под названием «Упрощение формальностей».

**административный самолет** — предназначен для перевозки официальных лиц государственных учреждений, фирм и компаний, а также принадлежащих этим организациям грузов. **А. с.** является собственностью соответствующих организаций, а лётчики могут или состоять в штате организации, или быть наняты в аренду от авиатранспортных предприятий. **А. с.** получили распространение за рубежом в 50-е гг. К данному классу относятся самолёты с числом мест от 6—8 до 15—20, имеющие кабину с высокой степенью комфорта, а также всё необходимое оборудование для работы во время полёта, включая персональные электронно-вычислительные машины, аудиовизуальную аппаратуру, средства спутниковой связи и т. д.

Разработкой и серийным производством **А. с.** за рубежом занимаются более 20 фирм, ведущие из которых «Бич» («Бичкрафт»), «Цесна», «Пайпер», «Гольфстрим аэроспейс», «Лирджет» (США), «Канадэр» (Канада), «Дассо авиасьон» (Франция) и «Бритиш аэроспейс» (Великобритания). В США для координации работ по **А. с.**, определению рынков и перспектив развития созданы Национальная ассоциация административной авиации, которая ежегодно проводит международные выставки и конференции по **А. с.**, и Ассоциация фирм-производителей самолётов авиации общего назначения. К середине 1990 в мире находилось в эксплуатации 14727 **А. с.** (7999 с турбовинтовыми двигателями и 6728 с турбореактивными двухконтурными двигателями). Наибольшее число **А. с.** эксплуатировалось в США (9581), Канаде (539), Мексике (446), Франции (435) и Бразилии (417). Наиболее популярны **А. с.** Цесна «Сайтейшен», Лирджет 31 и 35, Бритиш аэроспейс ВАе 125, Канадэр «Челленджер», Гольфстрим аэроспейс «Гольфстрим» III и IV, Дассо авиасьон «Мистер-Фалькон» 50, 200 и 900, Бич «Супер кинг эр», Пайпер «Шайенн».

*В. В. Беляев.*

**Адрианов** Борис Михайлович (р. 1921) — советский лётчик-испытатель, полковник, заслуженный лётчик-испытатель СССР (1968). Окончил Борисоглебскую авиационную школу пилотов имени В. П. Чкалова (1943), Военно-воздушную инженерную академию имени профессора Н. Е. Жуковского (1953). Во время Великой Отечественной войны выполнил 62 боевых вылета. В 1943—1945 лётчик-инструктор, в 1953—1977 на лётно-испытательской работе. Освоил 55 типов летательных аппаратов, испытывал самолёты конструкции А. И. Микояна, П. О. Сухого, А. С. Яковлева, О. К. Антонова, С. В. Ильюшина, а также средства высотного жизнеобеспечения. В 1960 на самолёте Т-405 конструкции Сухого установил абсолютный мировой рекорд скорости по замкнутой кривой (2092 км/ч), отмеченный Международной авиационной федерацией медалью де Лаво. Награждён 2 орденами Отечественной войны 1-й степени, орденом Отечественной войны 2-й степени, 3 орденами Красной Звезды, медалями.

**Б. М. Адрианов.**

«Адрия эруэйс» (Adria Airways) — авиакомпания Югославии. Осуществляла чартерные перевозки в страны Европы, Ближнего Востока и Северной Африки, а также обслуживала внутренние авиалинии. Основана в 1961, в 1968—1986 называется «Инэкс Адрия эруэйс». В 1989 перевезла 1,21 миллиона пассажиров. Авиационный парк — 13 самолётов.

**АИ** — марка авиационных двигателей, созданных в опытном конструкторском бюро под руководством А. Г. Ивненко (см. *Запорожское машиностроительное конструкторское бюро «Прогресс»*). Двигатели, разработанные под руководством его преемника В. А. Лотарева, имеют марку Д. Основные данные некоторых двигателей приведены в таблице.

В 1945—1949 в опытном конструкторском бюро создано семейство поршневых двигателей, которые по техническим характеристикам и удельным параметрам находились на уровне лучших мировых образцов. Среди них АИ-4В и АИ-26ГР — первые отечественные двигатели, спроектированные специально для установки на опытных вертолётах Н. И. Камова (*Ka-10*) и И. П. Братухина (*Г-4*). Четырёхцилиндровый АИ-4В с воздушным принудительным охлаждением имел редуктор для уменьшения частоты вращения и передачи мощности на несущие винты, комбинированную муфту редуктора двигателя, выполнявшую функции включения и свободного хода. Особенностью семицилиндрового АИ-26ГР было наличие специального углового редуктора, который передавал вращение в двух направлениях — к несущему винту и на синхронизационный вал. Охлаждение цилиндров двигателя осуществлялось принудительно осевым вентилятором с приводом от двигателя. Мощность двигателя 368 кВт при частоте вращения 2100 мин<sup>-1</sup>. АИ-26ГРФ не отличался конструктивно от АИ-26ГР, но был форсирован до 405 кВт взлётной мощности. Устанавливался на опытные вертолёты Б-5, Б-9, Б-10 и Б-11 (конструкции Братухина), АИ-26ГРФЛ — модификация АИ-26ГРФ с увеличенной до 423 кВт мощностью; устанавливался на опытный вертолёт *Як-100*. АИ-26В — модификация АИ-26ГРФ. Двигатель разработан специально для вертолёта *Ми-1*, снабжён угловым редуктором с выводом основной мощности на вертикальный вал, комбинированной муфтой включения трансмиссии и свободного хода, осевым вентилятором для принудительного охлаждения двигателя. К концу 40-х гг. потребовался двигатель для лёгких самолётов на замену двигателю М-11, созданному в 1926 и имевшему мощность в различных модификациях от 81 до 132 кВт. Был разработан более экономичный, лёгкий и мощный поршневой двигатель АИ-14Р (рис. 1) — девятицилиндровая «звезда» воздушного охлаждения с редуктором и нагнетателем. Модификация увеличения мощности получила обозначение АИ-14РФ. АИ-14В — модификация двигателя, выполненная для вертолётов; имеет угловой редуктор с выводом мощности на вертикальный вал с фрикционной и храповой муфтами включения выводного вала. Охлаждение воздушное от осевого вентилятора, приводимого редуктором через фрикционную муфту. АИ-14РФ и АИ-14В нашли широкое применение на лёгких самолётах *Як*, *Ан*, вертолётах *Ка*. Запасы надёжности, заложенные в конструкцию двигателей АИ-14Р и АИ-14В, позволили в серийном производстве (главный конструктор И. М. Веденеев) выпустить модификации М-14П и М-14В-26 увеличенной мощности (см. *Опытно-конструкторское бюро моторостроения*).

В 1953 начинаются работы по доводке турбовинтового двигателя ТВ-2 (см. *НК*), переданного из опытного конструкторского бюро Н. Д. Кузнецова. Модификация ТВ-2Т была установлена на первый отечественный турбовинтовой транспортный самолёт *Ан-8* (в серии устанавливался турбовинтовой двигатель АИ-20Д). На базе ТВ-2 создан вертолётный двигатель ТВ-2-ВК с оригинальным редуктором для подъёмных и тянущих винтов винтокрыла *Ка-22*.

В 1956 построен турбовинтовой двигатель АИ-20 (рис. 2) для пассажирских и транспортных самолётов. Двигатель выполнен по одновальной схеме, состоит из осевого 10-ступенчатого компрессора, кольцевой камеры сгорания, трёхступенчатой турбины и редуктора. Особенности, определившие высокую эксплуатационную надёжность и большой ресурс двигателя: сохранение постоянной мощности до определенной высоты, на которой достигается предельно допустимая температура перед турбиной; поддержание постоянной частоты вращения ротора (12300 мин<sup>-1</sup>); обеспечение большого запаса газодинамической устойчивости компрессора во всём диапазоне режимов, высот и скоростей полёта; автоматический запуск двигателя; применение точной

гидравлической системы измерения крутящего момента на валу винта, улучшающей работу шестерён редуктора; наличие нескольких дублирующих систем автоматического флюгирования винта, в том числе системы флюгирования по отрицательной тяге. В серийном производстве двигатель строился с индексом АИ-20А. Резервы его надёжности позволили разработать модификацию АИ-20Д, в которой повышением температуры газа мощность увеличена на 30% без существенных изменений конструкции двигателя. АИ-20К — модификация с конструктивно-технологическими улучшениями, обеспечивающими повышение надёжности и значительное увеличение ресурса. АИ-20М — модификация с улучшенной экономичностью и повышенной мощностью; в двигателе усовершенствован узел турбины, введены турбинные лопатки с бандажными полочками, применён более жаростойкий материал жаровой трубы камеры сгорания. АИ-20ДМ сочетает мощность и экономичность модификаций АИ-20Д и АИ-20М. Двигатели семейства АИ-20, находившиеся в серийном производстве в 1957—1969, устанавливались на самолётах Ил-18, Ан-10, Ан-12, Ан-32 и др. На двигателях был достигнут уровень надёжности, позволивший впервые в отечественном двигателестроении установить для них межремонтный ресурс, измеряемый тысячами часов. Назначенный (амортизационный) ресурс АИ-20К и АИ-20М составляет 20 тысяч ч.

В 1958—1960 разработан турбовинтовой двигатель АИ-24 для самолётов коротких и средних линий. При его создании использован прогрессивный метод моделирования двигателя-прототипа. В основу проекта положен хорошо доведённый АИ-20К. АИ-24, как и АИ-20, имеет высокую эксплуатационную надёжность и большой ресурс. АИ-24 и его модификации АИ-24Т и АИ-24ВТ применены на самолётах Ан-24, Ан-26 и Ан-30.

В середине 60-х гг. опытное конструкторское бюро начало разработку турбореактивного двухконтурного двигателя. Был создан АИ-25 двухвальной схемы с умеренными параметрами рабочего процесса, лёгкий, с низким расходом топлива, достаточно простой по конструкции, технологичный в производстве, надёжный в эксплуатации, с большим ресурсом. Характеристики двигателя позволили создать реактивный самолёт Як-40, способный взлетать с очень коротких взлётно-посадочных полос. В модификации АИ-25ТЛ увеличена тяга, удлинена выпускная труба, масляная система обеспечивает работу подшипников в условиях перевернутого полёта. Двигатель устанавливался на учебно-тренировочном самолёте Л-39 производства Чехословакии.

В 70-х гг. методом оптимизации основных параметров (экономичности, веса, производственной и эксплуатационной технологичности, надёжности и ресурса) решена задача создания эффективного двигателя для пассажирского самолёта коротких и средних линий. В основу проекта турбореактивного двухконтурного двигателя Д-36 (рис. 3) положены большая *степень двухконтурности*, высокая температура газа перед турбиной и степень повышения давления воздуха в компрессоре. Двигатель выполнен по трёхвальной схеме. Для повышения надёжности работы в его узлах реализован ряд прогрессивных конструктивных и технологических решений: вентиляторные лопатки повышенной прочности, способные выдержать удар птицы при полете самолёта; корпус вентилятора, упрочнённый композиционным материалом; упругомасляные демпферы валов роторов; электронно-лучевая сварка роторов; титановое литьё; раскатка валов и др. Двигатель выполнен по модульной (блочной) схеме, которая обеспечивает замену модулей в условиях аэродромных мастерских, имеет системы диагностики состояния деталей в процессе эксплуатации, в том числе смотровые отверстия для инструментального контроля внутренних деталей. Это допускает возможность его эксплуатации по состоянию и отказ от системы капитальных ремонтов на заводе. По уровню шума и эмиссии вредных веществ двигатель удовлетворяет современным нормам. Дальнейшим развитием Д-36 стал турбореактивный двухконтурный двигатель Д-436 тягой 73,5 кН.

На базе конструкции Д-36 разработан самый мощный в мире турбовальный двигатель Д-136 (рис. 4) для вертолётов большой грузоподъёмности. Его особенностями являются большая взлётная мощность, низкий удельный расход топлива, малая удельная масса, модульная конструкция и устройства, обеспечивающие надёжный контроль состояния в процессе эксплуатации, низкий

уровень эмиссии загрязняющих воздух веществ. Узлы компрессоров низкого и высокого давления, камеры сгорания и турбин высокого и низкого давления полностью заимствованы у Д-36. Это облегчает серийное производство и ремонт двигателей. Для пассажирских и транспортных самолётов большой дальности и грузоподъёмности создан турбореактивный двухконтурный двигатель Д-18Т (рис. 5). В основу его конструкции в качестве двигателя-прототипа положен Д-36 с необходимой корректировкой основных узлов, соответствующей особенностям Д-18Т. Двигатель имеет технические данные на уровне лучших двигателей для гражданской авиации. Низкий удельный расход топлива обеспечен высокими значениями степени повышения давления и степени двухконтурности. Малая удельная масса обусловлена высокой температурой газа перед турбиной, повышенными окружными скоростями роторов, рациональной конструкцией и применением современных материалов и технологии. Д-18Т выполнен по трехвальтовой схеме, состоит из 18 модулей, которые могут заменяться в эксплуатационных мастерских, что обеспечивает его эксплуатацию по состоянию без капитальных заводских ремонтов. Двигатель полностью отвечает требованиям норм по охране окружающей среды, имеет низкий уровень шума и эмиссии вредных веществ.

В 1987 начались лётные испытания первого в СССР турбовинтового двигателя Д-236Т.

Таблица — Двигатели Запорожского машиностроительного конструкторского бюро «Прогресс»

Основные данные	Поршневые двигатели				Турбореактивные двухконтурные двигатели				Турбовинтовые двигатели		Турбовальный двигатель
	АИ-14Р	АИ-14РФ	АИ-26В	АИ-14В	АИ-25	АИ-25ТЛ	Д-36	Д-18Т	АИ-20А	АИ-24	Д-136
Начало серийного производства, год	1950	1952	1954	1956	1967	1970	1977	1984	1957	1960	1982
Тяга, кН	-	-	-	-	14,7	16,9	63,7	230	-	-	-
Мощность, кВт	191	221	423	188	-	-	-	-	2940	1880	8380
Масса, кг	197	230	450	242	348*	400*	1100	4100	1080	600	1060
Габаритные размеры, м:											
диаметр	0,982	0,985	1,272	0,985	-	-	-	-	-	-	-
длина	-	-	-	-	1,993	3,358	3,324	4,792	3,096	2,346	3,964
ширина	-	-	-	-	0,82	0,942	1,541	2,65	0,842	0,677	1,67
высота	-	-	-	-	0,8	0,92	1,71	2,7	1,18	1,07	1,161

					96	8	1	65		5	
Удельный расход топлива:											
на взлётном режиме, кг/(Н*ч).	-	-	-	-	0,0581	0,061	0,0382	0,0357	-	-	-
г/(кВт*ч)	346	360	306	346	-	-	-	-	353	364	269
на крейсерском режиме, кг/(Н*ч)	-	-	-	-	0,081*	0,0831**	0,0662**	0,066*	-	-	-
Расход воздуха, кг/с	-	-	-	-	45,3	46,8	253	760	20,9	13,1	35,55
Степень повышения давления	-	-	-	-	8,1	9,6	20	28,9*	7,32	6,4	18,4
Степень двухконтурности	-	-	-	-	2,1	2	5,6	5,81*	-	-	-
Температура газа перед турбиной, К	-	-	-	-	1206	1310	1510	1602	1160	1150	1516
Применение (летательные аппараты)	ЯК-12М, ЯК-18П, Ан-14	ЯК-18ПМ, ЯК-50, ЯК-52, ЯК-18Т	Мн-1	Ка-15, Ка-18, Ка-26	Як-40, М-15	Л-39	Як-42, Ан-72, Ан-74	АН-12, Ан-4, Ан-22, Ан-5	Ил-18, Ан-10, Ан-12	Ан-24	Ми-26

\* В состоянии поставки. \*\* Высота полета  $H = 6$  км. Маха число полета  $M_\infty = 0,48$ . \*\*\*  $H = 8$  км.  $M_\infty = 0,75$ . \*\*\*\*  $H = 11$  км.  $M_\infty = 0,75$ .

*В. А. Лотарев.*

Рис. 1. Поршневой двигатель АИ-14Р.

Рис. 2. Турбовинтовой двигатель АИ-20.

Рис. 3. Турбореактивный двухконтурный двигатель Д-36.

Рис. 4. Турбовальный двигатель Д-136.

Рис. 5. Турбореактивный двухконтурный двигатель Д-18Т.

**АИР** — обозначение самолётов, созданных *А. С. Яковлевым* в 1927—1937. В начале деятельности

Яковлева как авиаконструктора была распространена практика присвоения некоторым самолётам индивидуальных наименований, в том числе имён видных государственных деятелей (например, «Яков Алкснис», «Дзержинский» и т. п.), и Яковлев в признание поддержки, которую он, тогда ещё молодой самодеятельный конструктор, получал от *Общества друзей воздушного флота*, а затем от *Авиакима*, назвал свой первый самолет «А. И. Рыков» в честь председателя этих организаций (председатель Совета Народных Комиссаров СССР в 1924—1930). Аббревиатура **АИР** (от А. И. Рыков) стала затем маркой семейства самолётов, в котором последним стал АИР-18 в 1937, когда Рыков был необоснованно репрессирован. Впоследствии вновь создаваемые самолёты Яковлева получали другие обозначения (см. в статье *Як*), а самолёты **АИР** в литературе стали именоваться как «Я». Но в 1966, ещё до официальной реабилитации Рыкова, Яковлев в своих книгах вернулся к прежнему наименованию своих ранних самолётов — **АИР**.

**АК-1** — первый советский пассажирский самолет, спроектированный в Центральном аэрогидродинамическом институте под руководством *В. Л. Александрова* и В. В. Калинина. Высокоплан деревянной конструкции, крыло с полотняной обшивкой и подкосами из кольчуг-алюминиевых труб. Рассчитан на перевозку 2—3 пассажиров; с поршневым двигателем «Сальмсон» мощностью 125 кВт развивал скорость до 147 км/ч. При его разработке особое внимание уделялось обеспечению безопасности полётов — в аэродинамической трубе и на свободнолетающих моделях исследована устойчивость самолёта, впервые применены *Нормы прочности* для самолётов такого класса и т. д. Первый полет состоялся в 1924; в том же году самолёт под названием «Латышский стрелок» был передан обществу «Добролёт», эксплуатировался на авиалинии Москва — Казань, а в 1925 участвовал в групповом *перелете* Москва — Пекин. См. рис. в таблице X.

**академия гражданской авиации** — высшее учебное заведение по подготовке командно-руководящих кадров для авиатранспортных предприятий и предприятий по выполнению авиационных работ. Основана в 1955 в Ленинграде как Высшее авиационное училище, реорганизовано в академию в 1971. Одним из организаторов и первым начальником училища был *А. А. Новиков*. Выпускники академии работают руководителями авиапредприятий и служб, командирами и членами экипажей воздушных лайнеров, авиадиспетчерами. Среди выпускников академии два Героя Советского Союза, один дважды Герой Социалистического Труда, 17 Героев Социалистического Труда. В составе академии (1991): факультеты — высших командных кадров; эксплуатации воздушного транспорта; заочного обучения по учебным планам командного факультета; 25 кафедр, научно-исследовательский сектор, 5 отраслевых лабораторий; учебно-лётный отдел, комплекс лётных и диспетчерских тренажёров, центр автоматизированного обучения. В 1990/1991 учебном году в академии обучалось около 4 тысяч слушателей, работало свыше 250 преподавателей, в том числе более 20 профессоров и докторов наук, 150 доцентов и кандидатов наук. Издаются (с 1957) Труды. Награждена орденом Ленина (1971).

**Акашев** Константин Васильевич (1888—1931) — советский военачальник, первый главком авиации. Звание пилота-авиатора получил после окончания лётной школы Дж. Б. Капрони в Италии, диплом инженера — по окончании Высшего училища аэронавтики в Париже (1914). С началом Первой мировой войны вступил добровольцем во французские военно-воздушные силы. В 1915 вернулся в Россию, но из-за революционного прошлого не был допущен в действующую армию и поступил на авиационный завод. 20 декабря 1917 (2 января 1918) А. назначен председателем Всероссийской коллегии по управлению воздушным флотом. В 1918 в качестве командира воздушными силами 5-й армии принимал участие в воздушных боях при взятии Казани, с декабря этого же года назначен начальником авиации и воздухоплавания Южного фронта. В 1922 участвовал в Международных авиационных конференциях в Лондоне и Риме, работал экспертом по воздушному флоту на Генуэзской конференции. Последние годы жизни был на руководящих должностях на авиационных заводах Ленинграда и Москвы. Необоснованно репрессирован; реабилитирован посмертно.

**К. В. Акашев.**

**Акимов** Георгий Владимирович (1901—1953) — советский учёный в области металловедения, основатель советской научной школы коррозионистов, член-корреспондент АН СССР (1939), заслуженный деятель науки и техники РСФСР (1943). После окончания Московского высшего технического училища (1926) научный сотрудник Центрального аэрогидродинамического института (1926—1932), затем профессор Московского института цветных металлов и золота (1930—1941), заведующий лабораторией физики металлов Всесоюзного института авиационных материалов (1932—1953), директор Института физической химии АН СССР (1949—1953). Создал теорию структурной коррозии металлов, исследовал коррозионную стойкость и разработал сплавы и методы защиты от коррозии в моторо-, самолёто- и судостроении. Член Американского общества металлов (США), Фарадеевского общества (Великобритания). Премия имени Д. И. Менделеева (1953). Государственная премия СССР (1943, 1945, 1946). Награждён 2 орденами Ленина, орденом Трудового Красного Знамени, медалями. Имя А. присвоено лаборатории коррозии металлов и сплавов Института физической химии АН СССР.

Соч.: Теория и методы исследования коррозии металлов, М.—Л., 1945.

Лит.: Розенфельд И. Л., Г. В. Акимов — основоположник учения о структурной коррозии металлов, в кн.: Проблемы коррозии и защиты металлов, М. 1956.

**Г. В. Акимов.**

**аккерета формулы** — формулы для расчёта коэффициентов давления  $c_p$ , подъёмной силы  $c_{ya}$  и волнового сопротивления  $c_{xва}$  тонкого профиля в сверхзвуковом потоке (см. *Аэродинамические коэффициенты*). Получены в 1925 швейцарским учёным Я. Аккеретом (J. Ackeret). **А. ф.** имеют вид:

{{формула}}

где  $A = (M^2 - 1)^{-1/2}$ ,  $M$  — Маха число набегающего потока,  $\alpha$  — угол атаки,  $\epsilon_+(x)$  и  $\epsilon_-(x)$  — углы наклона верхней и нижней поверхностей профиля в точке с координатой  $x$ ,  $b$  — длина хорды профиля (формулы записаны в скоростной системе координат — см. *Системы координат*). Согласно **А. ф.** имеется локальная связь между коэффициентом давления и местным наклоном профиля; коэффициент подъёмной силы определяется значением угла атаки и не зависит от формы профиля; профиль любой формы в сверхзвуковом потоке обладает сопротивлением, которое не связано с силами вязкости в отличие от дозвукового обтекания идеальным газом, когда в соответствии с *Прандтля — Глауэрта* теорией сопротивление профиля равно нулю.

Явная зависимость коэффициента сопротивления от формы профиля позволяет формулировать и решать задачи оптимизации формы профиля для нахождения профилей минимального волнового сопротивления при определенных ограничивающих условиях. Например, при заданной максимальной толщине наименьшее сопротивление имеет ромбовидный профиль, при заданной подъёмной силе — профиль в виде плоской пластины.

**А. ф.** дают значения коэффициента подъёмной силы и сопротивления с учётом членов первого порядка малости. Для дальнейших уточнений можно использовать формулы *А. Буземана*, учитывающие члены второго порядка малости, и формулы советского учёного А. Е. Донова, учитывающие члены третьего и четвёртого порядков.

Лит.: **Краснов Н. Ф.**, Аэродинамика, 3 изд., ч. 1, М., 1980.

*В. Н. Голубкин.*

**Аккуратов** Валентин Иванович (р. 1909) — советский полярный навигатор, заслуженный штурман СССР (1967). Участник советско-финляндской и Великой Отечественной войн. Окончил курсы изыскателей воздушных трасс при Ленинградском институте путей сообщения (1934). Высшие курсы полярных штурманов при Военно-воздушной академии Рабоче-крестьянской Красной Армии имени профессора Н. Е. Жуковского (1938, ныне Военно-воздушная инженерная академия

имени профессора Н. Е. Жуковского). Работал штурманом в арктических экспедициях Гидрографического управления Главсевморпути в Карском море. С 1935 в полярной авиации. Участвовал в высадке И. Д. Папанина и его группы на Северный полюс (1937), поисках пропавшего самолёта С. А. Леваневского (1937—1938), в экспедиции И. И. Черевичного (1941), в первом пассажирском рейсе Москва — США — Москва (1941) и др. В 1949—1971 главный штурман полярной авиации. А. — создатель нового метода самолётовождения по так называемым условным меридианам, автор учебника по навигации. Награждён 2 орденами Ленина, 2 орденами Красного Знамени, 4 орденами Трудового Красного Знамени, 2 орденами Красной Звезды, медалями.

Соч.: Лед и пепел. Записки штурмана, М., 1984.

В. И. Аккуратов.

**Акселерометр** (от латинского *accele*го — ускоряю и греческого *metr*{è}o — измеряю) — прибор для измерения ускорений подвижных объектов. А. широко применяют на летательных аппаратах. Принцип действия А. основан на использовании законов инерции. Различают А. для измерения линейных и угловых ускорений, Наиболее распространённые А. для измерения линейных ускорений классифицируются: по характеру перемещения инерционной массы — на осевые и маятниковые; по принципу действия измерительной схемы — на непосредственного (прямого) и компенсационного измерения (с «электрической пружины») и т. д. Электромеханический маятниковый компенсационный А. (см. рис.) — один из основных элементов *инерциальных систем навигации*.

Функциональная схема маятникового компенсационного акселерометра: 1 — инерционная масса; 2 — датчик перемещения; 3 — усилитель; 4 — датчик силы;  $\omega$  — намеряемое ускорение; и — выходная величина.

**активные системы управления** — системы управления летательным аппаратом, предназначенные для снижения нагрузок на его конструкцию, уменьшения ускорений (*перегрузок*) в заданных его точках, а также для увеличения демпфирования *упругих колебаний* конструкций. Применение А. с. у. позволяет улучшить летно-технические характеристики летательных аппаратов за счёт, например, снижения требований к жёсткости конструкции (уменьшения массы летательного аппарата), увеличить критическую скорость *флаттера*, повысить ресурс конструкции, улучшить комфорт экипажа, пассажиров. Принципы действия А. с. у. и их структура выбираются исходя из решаемой задачи.

**Системы снижения экстремальных нагрузок на крыло** (рис. 1). Расчётными случаями экстремального нагружения крыла летательного аппарата являются манёвр и воздействия *порывов ветра*. Система снижения нагрузок при манёвре перераспределяет подъёмную силу (ПС) по размаху крыла таким образом, что при сохранении суммарной ПС изгибающие моменты в корневых и срединных сечениях крыла уменьшаются. Это перераспределение ПС осуществляется с помощью *элевонов* (Э), гасителей подъёмной силы, *закрылков*. Выбор *органов управления* (ОУ), используемых в этих системах, определяется режимом полёта, влиянием *скоростного напора* и *угла атаки* на *эффективность органов управления*, конструктивными особенностями использования ОУ в системе снижения нагрузок и т. п. Управляющие сигналы формируются с помощью датчика линейных ускорений (ДЛУ) или датчика отклонения рычага управления (РУ). Включаемые в систему фильтры (Ф) в первом случае служат для подавления сигналов, вызываемых упругими колебаниями конструкции, во втором — для сглаживания переходных процессов изменения ПС при отклонении ОУ на крыле и изменении угла атаки. Эффективное (на 10—20%) снижение максимальных значений изгибающих моментов в корневых и срединных сечениях крыла большого удлинения обеспечивается с помощью расположенных в концевых частях крыла элевонов и гасителей ПС. При этом скорости отклонения ОУ практически не отличаются от обычно используемых при управлении самолётом. Для эффективного снижения максимальных нагрузок, возникающих при порывах ветра, может быть использована та же

система, но без канала РУ и с увеличенным до  $100\{\omega\}/c$  и более скоростями отклонения ОУ. Компенсация моментов по *тангажу*, возникающих при отклонении элевонов, осуществляется рулём высоты (РВ).

**Системы снижения нагрузок от воздействия атмосферной турбулентности** (рис. 2). Системы этого типа предназначены для уменьшения усталостных повреждений конструкции летательного аппарата от знакопеременной нагрузки, возникающих при болтанке. В этом случае основная часть нагрузок в сечениях крыла сосредоточена в диапазоне частот, включающем области частоты  $\{\omega\}_{кп}$  короткопериодического движения летательного аппарата (см. *Продольное движение*) и частоты  $\{\omega\}_{изг}$  первого тона изгибных колебаний крыла. В соответствии с этим **А. с. у.** содержит 2 контура, имеющих общие ОУ — симметрично отклоняемые элевоны. первый контур, включающий расположенный на фюзеляже ДЛУ1 и корректирующий фильтр Ф1, способствует снижению нагрузки в области частоты  $\{\omega\}_{кп}$  [в области от 0 до  $(2-3)\{\omega\}_{кп}$ ]. второй контур, включающий ДЛУ2 на концах крыла и корректирующий фильтр Ф2, работает в области частоты  $\{\omega\}_{изг}$  и используется для демпфирования изгибных колебаний. Совместная работа обоих контуров обеспечивает во всём рабочем диапазоне частот значительное уменьшение спектральной плотности изгибающего момента, особенно в области её больших значений. Для обеспечения устойчивости и управляемости самолётов на РВ подаётся компенсирующий сигнал. Системы такого типа на дозвуковом маневренном самолёте позволяют снизить усталостные повреждения крыла от воздействия болтанки в 3—5 раз при обычных параметрах системы (относительная площадь элевонов 2—3%, углы отклонения 3—5 $\{\omega\}$ , скорость отклонения 30—50 $\{\omega\}/c$ ). При соответствующем увеличении углов и скоростей отклонения элевонов эта система может использоваться как комплексная система снижения экстремальных нагрузок и нагрузок от воздействия *атмосферной турбулентности*.

**Системы снижения местных ускорений при полёте в турбулентной атмосфере** (ССМУ). ССМУ (рис.3) используются для улучшения комфорта экипажа и пассажиров. Их структуры и рабочие диапазоны частот определяются в основном геометрическими размерами и массой летательного аппарата. На маневренных самолётах основной вклад в возникающие при болтанке ускорения вносит колебательное движение летательного аппарата как целого в области частот от 0 до  $(2-3)\{\omega\}_{кп}$ . Для дозвуковых маневренных самолётов вклады этих колебаний и упругих колебаний его конструкции соизмеримы. Для многорежимных маневренных самолётов с крылом малого удлинения или с развитой центропланной частью ускорение в месте расположения лётчика определяется в основном упругими колебаниями конструкции. В соответствии с этими крайними случаями существуют два типа ССМУ. В ССМУ первого типа используются способы, основанные на компенсации порывов ветра с помощью органов непосредственного управления аэродинамическими силами. В этих системах используются *флапероны* (Фл), управляемые пропущенным через корректирующий фильтр сигналом ДЛУ. Т. к. диапазон рабочих частот системы включает частоту  $\{\omega\}_{кп}$ , необходимы специальные меры по компенсации влияния ССМУ на устойчивость и управляемость самолёта. Это достигается, например, введением в ССМУ сигнала отклонения РУ, пропущенного через «модель» самолёта. Если характеристики самолёта и модели достаточно близки, то в управляемом движении отклонения Фл малы. В случае, когда ускорения в месте расположения экипажа определяются упругими колебаниями конструкции фюзеляжа, наиболее эффективной является ССМУ с дополнительными аэродинамическими поверхностями, расположенными близко к этому месту. Здесь управление также производится по сигналам ДЛУ. Корректирующий фильтр выполняет две функции — выделяет в управляющем сигнале полосу частот, в которой находится пик спектральной плотности ускорения, и формирует необходимые для создания демпфирующих сил фазовые характеристики системы. ССМУ такого типа снижают нормальные и боковые перегрузки в месте размещения экипажа в 2,5—3 раза.

**Системы повышения критической скорости флаттера** (СПКСФ). Многообразие форм флаттера требует разработки различных структур системы повышения его критической скорости. Одними из основных задач при построении СПКСФ (рис. 4) являются выбор типа и места расположения датчиков для выделения сигналов упругих колебаний, определяющих критическую скорость

флаттера, а также эффективных ОУ. Исполнительные элементы системы должны иметь высокое быстродействие и сохранять высокие динамические характеристики при малых входных сигналах. Например, в системе подавления изгибно-крутильного флаттера крыла неманевренного самолёта (частота 2,4 Гц) используются по 2 ДЛУ на каждой половине крыла. Сигналы с ДЛУ через корректирующие фильтры подаются на флапероны и элевоны. Такая СПКСФ обеспечивает подавление флаттера этого типа при скорости полёта  $V_1$  на 40% превышающей критическую скорость  $V_{кр}$  флаттера у самолёта без системы, хотя несколько уменьшает декремент колебаний на частоте 2,8 Гц. В СПКСФ крыла с подвесными элементами (подвеской) ОУ могут располагаться на подвеске. Управление осуществляется сигналом разности двух ДЛУ, установленных на концах подвески. Такая система также повышает  $V_{кр}$  примерно на 40%. **А. с. у.** используются на самолётах Ил-96-300 и Эрбас индастри А320.

*Ю. Г. Живов.*

Рис. 1. Распределение подъёмной силы по крылу летательного аппарата (а) при использовании системы снижения экстремальных нагрузок (кривая 1) и без системы (кривая 2) и структурная схема (б) системы.

Рис. 2. Система снижения нагрузок от воздействия атмосферной турбулентности: а — расположение датчиков и структурная схема системы; б — спектральная плотность  $f$  изгибающего момента у самолёта с системой (кривая 1) и без неё (кривая 2).

Рис. 3. Системы снижения местных ускорений: I — расположение ОУ и ДЛУ; II — спектральные плотности  $f$  вертикального ускорения в месте расположения экипажа для самолёта с ССМУ (кривая 1) и без неё (кривая 2); III — структурные схемы ССМУ маневренного (а) и неманевренного (б) самолётов.

Рис. 4. Системы повышения критической скорости флаттера крыла (а) и крыла с подвеской (б): I — схемы расположения ДЛУ и ОУ; II — структурные схемы систем; III — зависимости декремента  $\{\delta\}$  колебаний от  $V/V_{кр}$ ; кривые 1 — для самолёта с СПКСФ, кривые 2 — без СПКСФ (сплошные кривые — частота колебаний 2,4 Гц, штриховые — 2,8 Гц).

**активный участок** — участок траектории полёта ракеты-носителя, воздушно-космического самолёта и т. п. летательные аппараты с работающими двигателями. В конце **А. у.** достигаются заданные скорость и высота полёта и в большинстве случаев запускаемый объект выходит на заданную траекторию полёта. Если место старта расположено так, что невозможно вывести объект на траекторию без выключения двигателей, то полёт состоит из нескольких **А. у.**, чередующихся с пассивными участками, на которых двигатели не работают. Протяжённость **А. у.** зависит от энергетических характеристик летательного аппарата, а также от законов управления вектором тяги и аэродинамическими силами.

**акустика авиационная** (от греческого  $akustik\{\{\acute{o}\}\}s$  — слуховой) — раздел науки, посвящённый изучению возникновения, распространения и воздействия шума, возникающего при эксплуатации летательного аппарата, и находящийся на стыке аэродинамики, акустики и динамики упругих конструкций. **А. а.** подразделяется на аэроакустику и структурную акустику летательного аппарата. **Аэроакустика** изучает проблемы аэродинамической генерации звука, акустики движущейся среды, взаимодействия звука с потоком и методы снижения акустических шумов аэродинамического происхождения; **структурная акустика** изучает распространение звука по конструкциям летательного аппарата, излучение звука этими конструкциями, процессы формирования звуковых полей в замкнутых объёмах (салонах, кабинах, приборных отсеках летательного аппарата) и методы ослабления их интенсивности.

Выделение **А. а.** в самостоятельный раздел науки произошло в 60-х гг. XX в. в связи с необходимостью решения задач по снижению шума летательного аппарата до уровней, обеспечивающих нормальную жизнедеятельность людей, а также работоспособность систем и

оборудования и выносливость конструкции аппарата. Потребность в увеличении грузоподъёмности летательных аппаратов и скорости их полёта привела к увеличению тяги силовых установок, в результате чего резко возросла звуковая мощность, создаваемая аппаратами. Увеличение интенсивности эксплуатации самолётов гражданской авиации (увеличение числа взлётов и посадок в аэропортах) привело к тому, что в зонах размещения аэропортов жители оказались под неблагоприятным воздействием высоких уровней шума. Шум в салонах и кабинах летательных аппаратов создаёт значительные неудобства для пассажиров самолётов и вертолётов, вызывая их утомляемость, снижает работоспособность экипажей. Борьба с шумом в авиации стала частью общей программы борьбы человечества за чистоту окружающей среды. Интенсивные *акустические нагрузки* на летательный аппарат являются причиной повреждений элементов их конструкции и выхода из строя оборудования. Поэтому акустические характеристики в ряде случаев определяют параметры и схему летательного аппарата, параметры и тип его силовой установки.

Решение задач **А. а.** осуществляется путём комплексного выполнения ряда мероприятий с учётом технических возможностей и экономических затрат. Основное внимание уделяется снижению шума в источнике, выбору рациональной с точки зрения акустики компоновки аппарата, применению методов снижения шума по пути его распространения. На рисунке в качестве примера показана взаимосвязь между летно-техническими характеристиками самолёта с заданными дальностью и полезной нагрузкой и шумом, создаваемым самолётом на местности (уровни шумов приведены в единицах EPN дБ — субъективная оценка авиационного шума на местности). Большую роль в снижении шума в районе аэропортов играет рациональная организация воздушного движения, выбор мало шумных траекторий взлёта и посадки летательных аппаратов.

Основными *шума источниками* летательного аппарата являются аэрогазодинамические потоки в силовой установке (см. *Шум двигателя*), воздушный поток, обтекающий аппарат, и газовые потоки бортовых систем оборудования. Т. о., аэроакустика в основном имеет дело со звуком, создаваемым аэродинамическими силами и возмущениями, которые возникают в самом потоке. Поскольку образование аэродинамического шума является следствием перехода энергии от вихревых возмущений к акустическим колебаниям, то успешное решение задач аэроакустики во многом связано с достижениями аэродинамики нестационарных течений, и в особенности турбулентных потоков.

Впервые теоретические вопросы генерации звука при движении потоков жидкости были рассмотрены в классической работе Дж. У. Рэлея «Теория звука» (1877). Практическое применение аэроакустика получила позднее, после выхода работ учёных: Л. Я. Гутина о шуме вращения винта (1936), Е. Я. Юдина о вихревом шуме стержней (1944), Д. И. Блохинцева по акустике движущейся среды (1946) и М. Д. Лайтхилла о шуме турбулентных струй (1952—1954). В дальнейшем появилось много работ, развивающих идеи этих учёных, которые позволили значительно продвинуть знания в области аэроакустики.

Уравнение Блохинцева, которое описывает распространение звука в неоднородном стационарном потоке, явилось отправным пунктом при рассмотрении генерации звука потоком. В 1975 английским учёным М. Хоу был получен неоднородный аналог этого уравнения, в котором правая часть указывает, что генератором звука в потоке служат вихри и неоднородности энтропии. Обобщённое уравнение Блохинцева (иногда его называют уравнением Блохинцева — Хоу) позволяет с общих позиций подойти к решению задач аэроакустики, учесть не только источники и распространение звука в движущейся среде, но и взаимодействие звука с неоднородным потоком, что совсем не учитывалось в предшествовавших теориях. Из этого уравнения при *малых Маха числах* как частный случай получаются известные уравнения теории Лайтхилла для шума турбулентного потока.

Структурная акустика в основном изучает звук, генерируемый колеблющимися конструкциями

летательного аппарата, силовой установкой, *турбулентным пограничным слоем*, образующимся на поверхности аппарата в полёте, и бортовыми системами. Силовая установка вызывает колебания конструкции либо непосредственно звуковыми волнами, распространяющимися через окружающую среду, либо упругими волнами, обусловленными механическими колебаниями самой установки и распространяющимися по конструкции. Колебания конструкции, находящейся под действием турбулентного пограничного слоя, обусловлены пульсациями давления, возникающими на поверхности аппарата. Агрегаты систем и оборудования также вызывают вибрации элементов конструкции летательного аппарата и непосредственно сами создают шум.

Многообразие источников авиационного шума и путей передачи его в летательный аппарат вызвало интенсивное развитие исследований распространения звуковых волн в слоистых диссипативных средах и упругих волн в конструкциях, излучения звука конструкциями и акустических полей в кабинах и отсеках аппарата. Первые исследования представляют собой развитие традиционных тематических направлений классической акустики, а последние два сформировались в структурной акустике летательного аппарата. Теоретические исследования по этим направлениям базируются на анализе известных уравнений динамики упругих систем (пластин, оболочек, стержней и др.) и волнового уравнения для сред с различными параметрами. Для большого числа задач структурной акустики при известных параметрах конструкции и материалов может быть составлена замкнутая система уравнений, описывающих распространение волн и излучение звука. Точное решение этих задач можно получить только для идеальных ситуаций, поэтому в структурной акустике летательного аппарата существенную роль играют эксперимент и упрощенные теоретические подходы, при которых рассматриваются идеализированные модели упругих систем, что позволяет выявить основные закономерности в распространении упругих волн, колебаниях и акустическом излучении элементов конструкции.

Хотя решение ряда основных задач **А. а.** еще далеко от завершения, но в инженерной практике уже получены обнадеживающие результаты, позволившие создать методы расчёта характеристик основных источников шума летательного аппарата, разработать мероприятия по снижению шума методом активного воздействия на процесс шумообразования и применением пассивных способов снижения уже образовавшегося шума, т. е. использованием звукопоглощающих материалов, вибропоглощающих покрытий (см. также *Звукоизоляция салонов, Шумоглушитель* силовой установки). Это позволяет создавать летательные аппараты с акустическими характеристиками, удовлетворяющими требованиям *Норм шума* летательного аппарата. Нормы ограничивают допустимый шум, создаваемый самолётами и вертолётными на местности, и шум в салонах и кабинах летательного аппарата. Шум на местности регламентируется международными стандартами Международной организации гражданской авиации, поэтому на международных авиалиниях предпочтение отдают тем самолётам, которые имеют сертификат по шуму. Т. о., выполнение норм по шуму пассажирскими самолётами и вертолётными является необходимым условием их успешной эксплуатации.

Опытное конструкторское бюро и научно-исследовательский институт отечественной промышленности и гражданской авиации проводят работу по снижению шума летательного аппарата. В результате были значительно снижены уровни шума самолётов на местности и все выпускаемые пассажирские самолёты удовлетворяют международным нормам по шуму и имеют сертификат по шуму. Уровни шума в кабине отечественных пассажирских самолётов также значительно снижены, и все выпускаемые самолёты удовлетворяют отечественному стандарту по шуму в салоне.

*Лит.:* Квитка В. Е., Мельников Б. Н., Токарев В. И., Нормирование и снижение шума самолетов и вертолетов, Киев, 1980; Муниин А. Г., Кузнецов В. М., Леонтьев Е. А., Аэродинамические источники шума, М., 1981; Международные стандарты и рекомендуемая практика. Охрана окружающей среды. Приложение 16, т. 1, Авиационный шум, ИКАО, Монреаль, Канада, 1981. Авиационная акустика, под ред. А. Г. Мунина. ч. 1—2. М., 1986.

А. Г. Мушин.

Взаимосвязь параметров самолета и его шума при взлёте (при постоянных полётной нагрузке и тяге двигателей).

**акустическая нагрузка** — силовое воздействие на конструкцию, проявляющееся как звуковое давление на ее поверхность, которое возникает при колебаниях в диапазоне звуковых частот возмущённой воздушной (газовой) среды, окружающей летательный аппарат. Область пространства, в которой возникают колебания воздушной среды, называется акустическим полем (см. *Звуковое поле*). Физическая природа акустических полей связана с газодинамическими процессами в воздушном потоке: пульсациями скорости и давления на границах реактивной струи двигателя; пульсациями давления в турбулентном пограничном слое; срывом потока и другими его возмущениями. **А. н.** может характеризоваться как уровнем звука (в Па), так и *интенсивностью звука* (в Вт/м<sup>2</sup>). Уровень интенсивности звука  $L_I$  и уровень звукового давления  $L_p$  (в дБ) определяются по формулам:  $L_I = 10 \lg \{J_{\Delta f} / J_0\}$ ,  $L_p = 20 \lg \{p_{\Delta f} / p_0\}$ , где  $J_{\Delta f}$  — интенсивность звука в полосе частот  $\Delta f$ ;  $p_{\Delta f}$  — среднеквадратичное давление также в полосе частот  $\Delta f$ ;  $J_0 = 10^{-12}$  Вт/м<sup>2</sup> и  $p_0 = 2 \cdot 10^{-5}$  Па — соответственно пороговая интенсивность звука и пороговое звуковое давление. **А. н.** по характеру изменения представляет собой случайный процесс с непрерывным спектром частот в диапазоне 20—20000 Гц, но практический интерес для авиационных конструкций имеет более узкий диапазон 20—2000 Гц. При расчётах напряжений в конструкции **А. н.** характеризуется спектрами звукового давления в полосе частот 1 Гц;  $L = L_I - 10 \lg \{f\}$ ;  $f$  равна октавной полосе ( $f = f_2 - f_1$ ;  $f_2 / f_1 = 2$ ;  $f_1, f_2$  — нижние и верхние частоты полосы) или 1/6, 1/3, 1/2 её доли.

Кроме спектральной характеристики, оценку звукового давления производят по суммарному уровню звукового давления:

$$\{LE = 10 \lg \{ \int_{f_n}^{f_v} L(f) df \} \}$$

где  $f_v$  и  $f_n$  — верхние и нижние границы полосы частот звуковых колебаний. Как всякий случайный процесс, **А. н.** характеризуется плотностями распределения мгновенных значений и пиков, авто- и взаимокорреляционными функциями.

На летательных аппаратах суммарные уровни звукового давления могут достигать 160—165 дБ при работе двигателей на взлётном режиме, 160—168 дБ при срывах потока и 140—145 дБ в пограничном слое. В полёте интенсивность акустических возмущений реактивной струи двигателя снижается вследствие уменьшения ее скорости относительно набегающего потока, но при этом возрастают возмущения от турбулентности воздушного потока, обтекающего летательный аппарат, значения которых пропорциональны *скоростному напору*:  $p = kq$ , где  $k = 0,002—0,006$  — коэффициент пропорциональности,  $q$  — скоростной напор.

А. И. Панкратов.

**акустическая усталость** — усталость элементов авиационных конструкций, возникающая при воздействии на летательный аппарат акустической нагрузки. Проблема **А. у.** авиационных конструкций возникла в середине 50-х гг. XX в. в связи с применением на самолётах турбореактивных двигателей и, как следствие, ростом акустических нагрузок и повышением требований к надёжности и долговечности авиационных конструкций. Основные направления исследований проблемы **А. у.** связаны с изучением условий акустического нагружения, динамических характеристик, напряжённо-деформированного состояния тонкостенных конструкций при акустическом нагружении и с определением характеристик усталостной долговечности. Факторы, влияющие на **А. у.**, приблизительно те же, что и при повторно-статических нагрузках, однако имеются некоторые особенности, связанные с образованием и развитием усталостных повреждений от акустических нагрузок. В акустическом поле тонкостенные конструкции откликаются на широкополосное (случайное) возбуждение

колебаниями высокой частоты (20—2000 Гц), соответствующими собственным формам колебаний обшивки и её элементов. При этом в конструкции возникает сложное напряжённое состояние, результатом которого могут явиться различные усталостные повреждения (рис. 1). Усталостные повреждения имеют многоочаговый характер; развиваются от обеих поверхностей обшивки вглубь и в стороны, смыкаются между собой, образуя видимые трещины.

При расположении двигателей на пилонах крыла летательного аппарата наиболее нагруженными зонами планёра оказываются нижняя поверхность крыла, элероны (элевоны), закрылки, поверхности фюзеляжа, находящиеся за выхлопными соплами двигателей, хвостовое оперение. При расположении двигателей на хвостовой части фюзеляжа нагружается главным образом хвостовое оперение и часть поверхности фюзеляжа. Зоны максимального нагружения в полёте локализируются в следе срывных вихрей, зарождающихся на передней кромке крыла, на входе воздухозаборника, на отклоняемых в потоке управляющих поверхностях (закрылках, элевонах, элеронах, рулях), на подвесных элементах.

Для предотвращения повреждения конструкций в результате **А. у.** необходимо проведение ряда работ при создании летательного аппарата. На стадии проектирования летательного аппарата производятся расчётные оценки уровней акустических нагрузок и напряжений в элементах, прогнозируется долговечность и надёжность конструкции. Эти оценки подтверждаются экспериментально по данным испытаний образцов материалов, соединений, конструктивных элементов, панелей обшивки и целых натуральных секций летательных аппаратов. Основные задачи, которые решаются на испытаниях: проверка правильности выбора материала и конструкции с точки зрения сопротивляемости **А. у.**; исследование влияния различных конструктивно-технологических факторов, условий нагружения и воздействия окружающей среды на характеристики **А. у.**; определение долговечности конструкции.

Испытания образцов материала, конструктивных элементов и соединений, являющиеся начальной стадией исследований, производятся на высокочастотных вибрационных машинах,

позволяющих воспроизводить гармонические и случайные нагрузки. По результатам испытаний строят кривые усталости, выражающие зависимость среднего числа  $N$  циклов колебаний образца (наработки) до его разрушения от амплитуды ( $\{\{\sigma\}\}_a$ ) или среднеквадратичные значения напряжения ( $\{\{\sigma\}\}_{\text{ср кв}}$ ) в нём (рис. 2). Сопротивляемость **А. у.** оценивается значением напряжения на так называемой условной базе испытаний (например,  $1 \cdot 10^8$  циклов), показателем степени ( $m$ ) аппроксимирующей кривой, проведённой через средние значения чисел  $N$  на различных уровнях напряжения, и рассеянием долговечности. При одинаковых значениях  $\{\{\sigma\}\}_{\text{ср кв}}$  случайное нагружение не является более повреждающим, чем гармоническое ( $\{\{\sigma\}\}_{\text{ср кв сл}} < \{\{\sigma\}\}_{\text{ср кв гарм}}$ ). Результаты исследований **А. у.** на образцах уточняются по данным испытаний панелей, агрегатов и натуральных секций летательных аппаратов, в ходе которых проверяется соответствие выбранных параметров конструкций летательного аппарата условиям нагружения, выявляются слабые места конструкции и несовершенство технологии.

На основе испытаний натуральных отсеков и агрегатов в совокупности с данными других видов испытаний даётся окончательная оценка ресурса летательного аппарата по условиям **А. у.** Испытания проводятся при широкополосном спектре возбуждений, что наиболее соответствует условиям реального полёта. Для воспроизведения действия на объект испытания акустического поля реактивной струи используются различные установки, в том числе реверберационные камеры, и установки бегущей волны (рис 3). В ряде случаев для испытаний на **А. у.** используются стенды с натурными двигательными установками.

Соответствие условий нагружения конструкции в акустических камерах эксплуатационным условиям достигается путём сравнения спектров звукового давления и напряжений в элементах объекта со значениями соответствующих характеристик, полученных при расчёте или экспериментально. Программы ресурсных испытаний на **А. у.** строятся исходя из продолжительности наземных и полётных режимов и влияния их на повреждаемость исследуемого

участка конструкции.

*Лит.:* Скучик Е., Основы акустики, пер. с англ., т. 1—2, М., 1976; Иофе В. К., Корольков В. Г., Сапожков М. А., Справочник по акустике, под ред. М. А. Сапожкова, М., 1979; Авиационная акустика, под ред. А. Г. Мунина, ч. 1—2, М., 1986.

*А. И. Панкратов.*

Рис. 1. Характеристики колебаний и напряжённо-деформированного состояния для панелей обшивки летательного аппарата: *a* — форма колебаний панели на одной из основных резонансных частот ( $f = 260$  Гц), соответствующая изменению напряжений в стрингерах; *b* — эпюра напряжения в ребре стрингера; *в* — спектр резонансных колебаний панели;  $\{\sigma\}$  — относительный уровень напряжения в стрингере; 1 — отсек конструкции; 2 — нервюры; 3 — стрингеры; 4 — ребро стрингера; 5 — обшивка.

Рис. 2. Кривые усталости, построенные по результатам испытаний образцов материала обшивки: 1 — кривая усталости, соответствующая гармонической нагрузке; 2 — то же для случайной нагрузки;  $m\{\sim\}$  5.

Рис. 3. Акустическая установка бегущей волны: 1 — ёмкость для сжатого воздуха; 2 — генератор звука; 3 — рупор; 4 — рабочая часть; 5 — объект испытаний (панель); 6 — микрофоны; 7 — звукопоглощающие клинья; 8 — информационно-измерительная система; 9 — ЭВМ; 10 — система генерации случайного сигнала.

**Ал** — марка авиационных двигателей, созданных в опытном конструкторском бюро под руководством *А. М. Люльки* (см. ст. *Машиностроительный завод «Сатурн», Научно-производственное объединение «Сатурн»* имени *А. М. Люльки*). Основные данные некоторых двигателей приведены в таблице.

Основанию опытному конструкторскому бюро Люльки предшествовали поисковые работы по реактивным двигателям, начатые им с группой инженеров в 1937 в Харьковском авиационном институте и продолженные в Ленинграде на Кировском заводе и в Центральном котлотурбинном институте. В начале Великой Отечественной войны работы были прерваны и возобновлены в 1943 в ЦИАМ, а затем в 1944 в специальном отделе по турбореактивным двигателям НИИ Наркомата авиационной промышленности (руководитель отдела — Люлька). В 1945 по чертежам отдела на опытном заводе изготавливается стендовый турбореактивный двигатель С-18, который в этом же году успешно проходит стендовые испытания. Отделу (а затем опытному конструкторскому бюро) поручается создание летного варианта турбореактивного двигателя. В феврале 1947 первый отечественный турбореактивный двигатель ТР-1 (рис. 1) прошёл государственные испытания. Двигатель выполнен по прямоточной схеме с осевым одновальным компрессором. Схема стала традиционной для последующих двигателей, разрабатываемых в опытном конструкторском бюро. ТР-1 имел восьмиступенчатый компрессор, кольцевую камеру сгорания, одноступенчатую турбину. Устанавливался на экспериментальных самолётах Су-11 и Ял-22.

В 1947—1948 спроектирован и изготовлен более совершенный турбореактивный двигатель ТР-2 тягой 24,5 кН, который прошёл стендовые испытания. В 1948—1950 создаётся АЛ-3 тягой 44,1 кН. В 1950 двигатель успешно выдержал государственные испытания, устанавливался на опытных самолётах. В этом же году создан АЛ-5 (рис. 2) — последний из серии двигателей первого поколения, разработанных в опытном конструкторском бюро. Двигатель имел осевой семиступенчатый компрессор, кольцевую камеру сгорания с 24 вихревыми горелками, одноступенчатую турбину и жёсткое коническое сопло. В начале 1952 АЛ-5 прошёл лётные испытания на самолёте Ил-46. Он устанавливался также на некоторых опытных истребителях, например на Ла-190. Однако создание серийных сверхзвуковых самолётов ставило задачу разработки более мощных и совершенных турбореактивных двигателей.

В марте 1953 было завершено изготовление двигателя второго поколения Ал-7 тягой 67 кН,

состоящего из девяти ступенчатого одновального осевого компрессора, кольцевой камеры сгорания с 18 вихревыми горелками, двухступенчатой турбины, конического нерегулируемого сопла. Масляная система закрытого типа, масло охлаждалось топливом. Система запуска автономная. Раскрутка двигателя осуществлялась турбостартером. Розжиг основного топлива в камере сгорания — с помощью двух пусковых блоков, снабжённых центробежными форсунками и искровыми свечами. На двигателе установлен всережимный гидромеханический регулятор топлива. Противообледенительная система основана на подогреве горячим воздухом (отобранном за седьмой ступенью компрессора) деталей двигателя и самолёта, подверженных обледенению при эксплуатации.

Одной из главных проблем при проектировании и изготовлении АЛ-7 было создание высоконапорного компрессора. В начале 50-х гг. совместно с ЦИАМ проведены предварительные работы по изготовлению и отработке экспериментального восьмиступенчатого компрессора ТР-11 со степенью повышения давления  $\{\{\pi\}\}_k^* = 7$ . В 1952 в ЦИАМ и ЦАГИ получены экспериментальные характеристики нескольких типов сверхзвуковых ступеней компрессора. Было принято решение установить перед ТР-11 (для увеличения расхода воздуха через него и напора) сверхзвуковую ступень и в итоге получить в одновальном девятиступенчатом компрессоре  $\{\{\pi\}\}_k^* = 10$ , на которую рассчитывался новый двигатель. Подобных компрессоров а то время в мировой практике не было, сверхзвуковые ступени были мало изучены, отсутствовал опыт применения их в многоступенчатых компрессорах, не было данных по согласованию характеристик сверхзвуковой ступени с дозвуковой частью компрессора. Потребовалась длительная доводка компрессора, чтобы получить требуемые характеристики и обеспечить его устойчивую работу на всех эксплуатационных режимах. При проектировании и изготовлении теплонапряжённой камеры сгорания и газовой турбины, работающей при высоких температурах с большими теплоперепадами в одной ступени,

решались вопросы стабилизации процесса горения в камере, достижения оптимального поля температур газа перед турбиной, охлаждения конструкции и др. Разработан ряд новых конструктивных решений турбины; спицевая конструкция статора, соединение вала с диском с помощью радиальных штифтов, термическая развязка в статоре, конструкция уплотнений, работающих при высоких температурах, осевая разгрузка и др.

В августе 1955 АЛ-7 прошёл государственные 100-часовые испытания. Дальнейшие работы по АЛ-7 велись в направлении совершенствования его узлов и повышения энергонапряжённости путём сжигания дополнительного топлива за турбиной, в форсажной камере. Двигатель получил обозначение АЛ-7Ф-1 (рис. 3) и в 1959 был запущен в серийное производство. На нём установлена прямоточная форсажная камера с разделением потока газа на две части — малого и большого контура, с кольцевыми стабилизаторами пламени и противовибрационным экраном. Сопло регулируемое, двухпозиционное, снабжено 24 створками. Для подачи топлива в форсажную камеру и регулирования форсажного режима установлен специальный агрегат. В 1960 проведены государственные 100-часовые испытания двигателя. В 1961 на базе АЛ-7Ф-1 создан и запущен в серийное производство двигатель АЛ-7ПБ, предназначенный для пассажирских и транспортных самолётов. На двигателе вместо форсажной камеры установлено жёсткое нерегулируемое реактивное сопло, сняты агрегаты, обслуживающие форсажный контур.

В конце 50-х гг. АЛ-7Ф-1 модернизируется с целью улучшения основных данных и повышения надёжности работы. В модификации двигателя, получившей обозначение АЛ-7Ф-2, увеличена тяга и снижен удельный расход топлива главным образом за счёт совершенствования второй ступени турбины и увеличения диаметра форсажной камеры. В компрессоре АЛ-7Ф-2 установлены восьмая и девятая ступени повышения напорности, рабочие колёса первой и второй ступеней изготовлены из титана. В масляной системе вместо коловратных насосов применены центробежно-шестерённые. Усовершенствована система регулирования: введены ограничители максимальной температуры газа перед турбиной и максимальной приведённой частоты вращения ротора. В 1960 АЛ-7Ф-2 запущен в серийное производство. В конце 1963 он прошёл государственные испытания

на самолёте Су-11. В 1962 форсажную тягу увеличивают до 110 кН. Двигатель с такой тягой имел обозначение АЛ-7Ф-4. Двигатели семейства АЛ-7 длительное время эксплуатировались на самолётах различного назначения.

В 1965 началась разработка проекта турбореактивных двигателей третьего поколения. Реализация предъявленных требований была на пределе возможностей одноконтурных одновальных турбореактивных двигателей, однако было принято решение схему двигателя не менять. В конце 1966 изготовлены первые экземпляры АЛ-21Ф (устанавливался на опытном самолёте). В 1969 АЛ-21Ф форсируется по тяге на 25—30%. Форсирование достигалось увеличением расхода воздуха, повышением давления и температуры газа перед турбиной. Для этого во все узлы были введены изменения. В марте 1970 изготовлен 1-й экземпляр модифицированного АЛ-21Ф — двигатель АЛ-21Ф-3 (рис. 4), состоящий из осевого 14-ступенчатого компрессора, осевой одновальной активно-реактивной трёхступенчатой турбины, форсажной камеры, систем регулирования, питания топливом и маслом, электрооборудования, противообледенения и др. В компрессоре получена  $\{\{\pi\}\}_k^* = 15$ , что в одновальной схеме достигнуто применением развитой механизации. 10 направляющих аппаратов, включая входной, имеют поворотные лопатки, управляемые регулятором в зависимости от приведённой частоты вращения ротора компрессора. Ротор компрессора барабанно-дисковый. На торцах барабанных участков дисков выполнены шлицы, по которым диски соединяются друг с другом. Пакет дисков стягивается при помощи трёх телескопических труб. Ротор компрессора со шлицевыми соединениями дисков, обладающих при сравнительно малой массе большой жёсткостью, является конструктивной особенностью всех двигателей АЛ. Надроторная часть статора компрессора покрыта «мягкой» специальной смесью, которая защищает торцы рабочих лопаток от износа, поддерживает минимальные радиальные зазоры. Камера сгорания трубчато-кольцевая, с 12 жаровыми трубами, имеющими центробежные форсунки. Рабочие лопатки первой ступени и сопловые лопатки первой и второй ступеней турбины охлаждаются воздухом, отбираемым за компрессором. На крейсерских режимах с целью повышения экономичности двигателя охлаждающий воздух в турбину не подаётся. Над рабочими лопатками всех трёх ступеней турбины и по лабиринтам дисков применено сотовое уплотнение для поддержания минимальных зазоров. Форсажная камера состоит из фронтального устройства, форсажной трубы и всережимного сверхзвукового сопла. Фронтальное устройство имеет три кольцевых стабилизатора и шесть топливных коллекторов с центробежными и струйными форсунками. Стенки форсажной трубы, в которой происходит горение форсажного топлива, охлаждаются с внешней стороны набегающим потоком воздуха, с внутренней — потоком пристеночного газа за турбиной. Для организации внутреннего охлаждения вдоль всего корпуса трубы установлен перфорированный экран. Реактивное сопло состоит из дозвукового сужающегося и сверхзвукового расширяющегося венцов, охлаждается потоком газов, выходящих из щели в заднем экране форсажной трубы. Детали, работающие при высоких температурах, изготовлены из жаропрочных сплавов. Детали компрессора, за исключением заднего корпуса и диска последней ступени, выполнены из титана, что существенно снизило массу конструкции.

Особенностью АЛ-21Ф-3 являются высокие удельные параметры в широком диапазоне эксплуатационных режимов работы. Они достигнуты повышением эффективности основных узлов, применением теплопрочного титана и жаропрочных стальных сплавов, использованием прогрессивных технологических процессов изготовления. По сравнению с лучшим двигателем второго поколения АЛ-21Ф-3 имеет удельную тягу выше на 23%, удельный расход топлива и удельную массу ниже на 17 и 30% соответственно.

Для истребителя Су-27 в опытном конструкторском бюро создан ТРДДФ АЛ-31Ф [тяга 123 кН, масса 1530 кг, максимальный диаметр 1,24 м, длина 4,95 м, степень двухконтурности 0,571, удельный расход топлива на экономичном режиме 0,069 кг (Н-ч)].

*С. П. Кувшинников.*

**Рис. 1. Первый отечественный турбореактивный двигатель ТР-1.**

Рис. 2. Турбореактивный двигатель АЛ-5.

Табл. — Двигатели Научно-производственного объединения «Сатурн»

Основные данные	ТР-1	АЛ-5	АЛ-7Ф-1	АЛ-7Ф-2	АЛ-7ПБ	АЛ-21Ф	АЛ-21Ф-3
Начало серийного производства, год	1947	Опытный	1959	1960	1961	1967	1970
Тяга, кН	12,7	49	90,2	99,1	71,2	87,3	110
Масса, кг	856	1770	2010	2100	1746	1580	1800
Максимальный диаметр, м	0,856	1,2	1,25	1,3	1,062	1,03	1,03
Длина, м	3,86	4,31	6,63	6,65	3,31	5,34	5,34
Удельный расход топлива, кг/(Н*ч):							
на форсажном режиме	-	-	0,204	0,204	-	0,194	0,19
на крейсерском режиме	0,128	0,097	0,093	0,091	0,089	0,074	0,078
Расход воздуха, кг/с	31,5	95	114	115	114	88,5	104
Степень повышения давления	3	4,5	9,1	9,3	9,1	12,7	14,6
Температура газа перед турбиной, К	1065	1100	1200	1200	1200	1263	1385
Применение (летательные аппараты)	Ил-22, Су-П	Ил-46, И-350, Ла-190	Су-7, Су-7Б	Су-П, Су-9	Бе-10, Ту-110 (модификация Ту-104)	Су-17	Су-17, Су-24, МиГ-23Б

**Алашеев** Юрий Тимофеевич (1923—1959) — советский лётчик-испытатель, подполковник, Герой Советского Союза (1960, посмертно). Окончил Вязниковское военное авиационное училище (1944), Школу лётчиков-испытателей (1950), учился в МАИ. Работал в ЛИИ и опытно-конструкторском бюро А. Н. Туполева. Испытывал самолёты марки Ту, в том числе Ту-16, Ту-75, Ту-95, Ту-98, Ту-104 (установил на нём 8 мировых рекордов), Ту-114. Погиб при испытании опытного самолёта Ту-105. Награждён 2 орденами Ленина, медалями.

### Ю. Т. Алашеев

**Александров** Владимир Леонтьевич (1894—1962) — советский учёный в области самолётостроения, профессор (1935), доктор технических наук (1936), заслуженный деятель науки и техники РСФСР (1947). Окончил МГУ (1918). Ученик *Н. Е. Жуковского*. С 1921 в ЦАГИ. Совместно с В. В. Калининным спроектировал первый советский пассажирский самолёт *АК-1* (1924), организовал отдел натурных испытаний (1929). Преподавал в вузах (с 1922). Внёс значительный вклад в развитие авиационной техники.

вклад в разработку первых отечественных материалов по нормам прочности самолётов, методов аэродинамического расчёта самолёта и проектирования воздушных винтов изменяемого шага. Был необоснованно репрессирован и в 1938—1941 находился в заключении, работая в ЦКБ-29 НКВД. В 1941—1945 в опытном конструкторском бюро А. Н. Туполева, в 1945—1962 в ЛИИ. Награждён орденами Трудового Красного Знамени, Красной Звезды, медалями.

### В. Л. Александров

**Алексеев** Анатолий Дмитриевич (1902—1974) — советский полярный лётчик, Герой Советского Союза (1937). Участник Гражданской и Великой Отечественной войн. Пилотское свидетельство защитил экстерном в 1933; служил в Арктике. Участвовал (в экипаже *Б. Г. Чухновского*) в поисках экспедиции У. Нобиле (1928), в высадке И. Д. Папанина и его группы на Северный полюс (1937), в поисках пропавшего самолёта С. А. Леваневского (1937—1938), возглавлял авиационный отряд по спасению экипажей судов «Сибиряков», «Малыгин» и «Седов», затёртых льдами. Впоследствии работал лётчиком полярной авиации, лётчиком-испытателем, начальником аэронавигационного отдела полярной авиации. **А.** — один из основоположников новых методов ледовой разведки. Награждён 3 орденами Ленина, 5 орденами Красного Знамени, орденом Отечественной войны 1-й степени, 3 орденами Красной Звезды, медалями.

### А. Д. Алексеев

**Алексеев** Семён Михайлович (р. 1909) — советский авиаконструктор, Герой Социалистического Труда (1961). Окончил конструкторские курсы (1929), МАИ (1937). Работал конструктором в опытном конструкторском бюро А. Н. Туполева, начальник бригады в КБ В. А. Чижевского (с 1933) и в КБ А. А. Дубровина (с 1937). В опытном конструкторском бюро С. А. Лавочкина (1939—1946, в 1940—1946 — его первый заместитель) участвовал в создании истребителя ЛаГГ-3, сыграл видную роль при разработке самолётов Ла-5, Ла-5ФН, Ла-7, Ла-9. В 1946—1948 — главный конструктор ОКБ-21 на авиационном заводе в Горьком, где под его руководством созданы опытные тяжёлые реактивные истребители И-211, И-212, И-215. Затем работал в ЦАГИ и главным конструктором в ОКБ-1 в Кимрах. В 1952—1973 главный конструктор на заводе «Звезда», где он возглавлял разработку систем дозаправки самолётов топливом в полёте, систем спасения и жизнеобеспечения экипажей самолётов и космических объектов. Награждён орденом Ленина, 2 орденами Трудового Красного Знамени, орденом Красной Звезды, медалями.

### С. М. Алексеев.

**Алексенко** Владимир Аврамович (р. 1923) — советский лётчик, генерал-лейтенант авиации (1968), дважды Герой Советского Союза (дважды 1945). В Советской Армии с 1941. Окончил военную школу пилотов (1942), Военно-воздушную академию (1954; ныне имени Ю. А. Гагарина), Военную академию Генштаба Вооружённых Сил СССР (1962). Участник Великой Отечественной войны. В ходе войны был лётчиком-штурмовиком, командиром эскадрильи, заместителем командира штурмового авиаполка. Совершил 292 боевых вылета. После войны на ответственных должностях в ВВС. Награждён орденом Ленина, 4 орденами Красного Знамени, орденом Александра Невского, 2 орденами Отечественной войны 1-й степени, орденом Отечественной войны 2-й степени, 2 орденами Красной Звезды, медалями. Бронзовый бюст в станице Крымская Крымского района Краснодарского края.

### В. А. Алексенко

**Алелюхин** Алексей Васильевич (р. 1920) — советский лётчик, генерал-майор авиации (1971), дважды Герой Советского Союза (дважды 1943). В Советской Армии с 1938. Окончил Военную авиационную школу им. В. П. Чкалова (1939), Военную академию им. М. В. Фрунзе (1948), Высшую военную академию (1953; ныне Военная академия Генштаба Вооружённых Сил СССР). Участник Великой Отечественной войны. В ходе войны был лётчиком-истребителем, командиром звена, командиром эскадрильи, заместителем командира истребительного авиаполка. Совершил

свыше 600 боевых вылетов, сбил лично 40 и в составе группы 17 самолётов противника. После войны на ответственных должностях в Советской Армии. Награждён 2 орденами Ленина, 3 орденами Красного Знамени, орденами Суворова 3-й степени, Александра Невского, Отечества, войны 1-й степени, Трудового Красного Знамени, 2 орденами Красной Звезды, орденом «За службу Родине в Вооружённых Силах СССР» 3-й степени, медалями. Бронзовый бюст в селе Кесова Гора Тверской области.

#### А. В. Алелюхин.

**Алехнович** Глеб Васильевич (1886—1918) — русский лётчик, штабс-капитан. В 1910 научился летать на планёре. Окончил авиационную школу при Севастопольском аэроклубе

(1910), самостоятельно освоил биплан «Гаккель-V1» и получил диплом пилота-авиатора

(1911) во Всероссийском аэроклубе. Испытывал самолёты Я. М. Гаккеля и И. И. Сикорского. С 1912 работал лётчиком-испытателем на Русско-Балтийском вагонном заводе (Петербург). Был одним из первых лётчиков, летавших на самолёте «Илья Муромец». Установил ряд авиационных рекордов на самолётах разных типов. Во время Первой мировой войны командир самолёта «Илья Муромец» (с момента формирования эскадры из них). По инициативе А. при эскадре были организованы мастерские, где проводились работы по созданию стрелкового и бомбового вооружения «муромцев». После Октябрьской революции перешёл на сторону Советской власти. Погиб при перелёте на «муромце» в неблагоприятных погодных условиях.

#### Г. В. Алехнович

**«Алисарда»** (Alisarda) — авиакомпания Италии. Осуществляет перевозки в страны Западной Европы. Основана в 1963. В 1989 перевезла 1,31 миллиона пассажиров, пассажирооборот 0,68 миллиарда пассажиро-км. Авиационный парк — 11 самолётов.

**«Алиталия»** (Alitalia) — национальная авиакомпания Италии. Осуществляет перевозки в страны Западной Европы, Америки, Ближнего и Дальнего Востока и в Австралию. Основана в 1946, регулярные перевозки с 1947. Современное название с 1957. В 1989 перевезла 16,2 миллиона пассажиров, пассажирооборот 20,82 миллиардов пассажиро-км. Авиационный парк — 138 самолётов.

**Алкснис** (Астров) Яков Иванович (1897—1938) — советский военачальник, командарм второго ранга (1935). В Красной Армии с 1919. Участник Первой мировой и Гражданской войн. По окончании Гражданской войны занимал ответственные должности в Красной Армии. Окончил Военную академию РККА (1924; ныне Военная академия имени М. В. Фрунзе), Качинскую военную авиационную школу (1929). В 1926—1931 заместитель начальника ВВС РККА, с 1931 начальник ВВС РККА и член Реввоенсовета СССР, а затем Военного Совета Наркомата обороны СССР. С января 1937 также заместитель наркома обороны по авиации. В 1929 без отрыва от служебных обязанностей овладел техникой пилотирования и летом 1929 совершил с лётчиком В. И. Писаренко рекордный беспосадочный перелёт по маршруту Москва — Севастополь; в ноябре 1929 получил звание военного лётчика. А. осуществил ряд важных мероприятий по совершенствованию организационной структуры ВВС, оснащению их новой боевой техникой. Был инициатором введения обязательной периодической проверки техники пилотирования у лётного состава, предполётной подготовки экипажей. Им практиковалось обучение лётчиков полётам по приборам вне видимости земли, был создан аэронавигационный отдел НИИ ВВС. А. — один из инициаторов развёртывания деятельности *Осоавиахима* по подготовке летных кадров и парашютистов. Как член правительственной комиссии (с 1936) принимал активное участие в организации полётов в Арктику и беспосадочных перелётов экипажей В. П. Чкалова и М. М. Громова через Северный полюс в США. Награждён орденами Ленина, Красного Знамени, Красной Звезды, монгольским орденом. Необоснованно репрессирован; реабилитирован посмертно.

Лит.: Командарм крылатых, сост. К. К. Меднис. Г. А. Чечельницкий, Рига, 1973.

Я. И. Алкнис.

**«Аллисон»** (Allison Gas Turbine Division) — двигателестроительная фирма США. Является отделением автомобилестроительной фирмы «Дженерал моторс» (General Motors Corporation), основана в 1916. Современное название с 1984.

До 1947 выпускала авиационные поршневые двигатели жидкостного охлаждения, позже авиационные и промышленные газотурбинные двигатели. В 1960—1970 было развернуто крупносерийное производство турбовинтовентиляторных двигателей, турбовентиляторных двигателей и турбовальных газотурбинных двигателей для военных самолётов и вертолётов. В конце 80-х гг. выпускала турбовентиляторные двигатели серии Т56, газотурбинные двигатели модели 250 (Т63), разработала турбовентиляторные двигатели Т406 для самолетов вертикального взлета и посадки V-22 «Оспри». Основные данные некоторых двигателей приведены в таблице.

Таблица — Двигатели фирмы «Аллисон»

Основные данные	250-С20В(ГТД)	250-С30(ГТД)	Т56-А-15(ТВД)	TF41-А-2*(ТРДД)
Тяга, кН	-	-	-	66,7
Мощность, кВт	310	478	3600	-
Масса, кг	72	109	828	1370
Размер, м	0,589(габаритный)	0,635(габаритный)	0,685/0,99(ширина/высота)	0,95(диаметр входа)
Удельный расход топлива:				
на взлётном режиме, кг/(Н*ч)	-	-	-	0,066
на крейсерском режиме, г/(кВт*ч)	443	403	535	-
Расход воздуха, кг/с	1,56	2,54	14,9	119
Степень повышения давления	7,2	8,4	9,5	21,4
Степень двухконтурности	-	-	-	0,75
Температура газа перед турбиной, К	1270	1323	1350	1445
Применение (летательные аппараты)	Вертолёты Белл 205, Агуста А109, МВБ Во,105С, Хьюз 500	Вертолёт Сикорский S-76	Военно-транспортный самолёт Локхид С-130	Истребитель-бомбардировщик Воут А-7Е

\* Двигатель TF41-A-2 разрабатывался совместно с фирмой «Роллс-Ройс».

**«Алоха Эрлайнс»** (Aloha Airlines, Aloha Airgroup Inc.) — авиакомпания США. Осуществляет перевозки на Гавайских островах. Основана в 1946 под названием «Транс-Пасифик эрлайнс», современное название с 1958. В 1989 перевезла 4 миллиона пассажиров, *пассажирооборот* 0,86 миллиарда пассажиро.-км. Авиационный парк — 22 самолёта.

**«Альбатрос»** (Albatros Flugzeugwerke GmbH) — самолётостроительная фирма Германии. Основана в 1909. Фирма «А.» начала деятельность с лицензионного производства французских самолётов, с 1912 выпускала самолёты собственной конструкции. Имела лётную школу. Стала первым поставщиком авиационной техники для вооружённых сил Германии; резко расширила производство в годы Первой мировой войны (86 самолётов в 1913, около 8500 в 1918). Известным самолётом фирмы является разведчик В.И, разработанный Э. Хейнкелем. В 1916 на вооружение поступили истребители DI и DII, в 1917 — DIII — лучший боевой самолёт фирмы, ставший стандартным истребителем германской армии того времени (рис. в таблице IX). В 20-е гг. выпускались бипланы-разведчики VL65, L76 и L78, в 1930 построены спортивные самолёты AI101 и 102. Всего на фирме создано свыше 100 моделей самолётов. В 1931 трудности сбыта привели к ликвидации фирмы; заводы перешли к «Фокке-Вульф».

**альтиметр** (от латинского altum — высота и греческого metr{{é}}o — измеряю) — то же, что *высотомер*.

**алюминиевые сплавы**. Первый **А. с.** (дуралюмин), получивший промышленное применение, был разработан в 1909 А. Вильмом (Германия). С производством этого **А. с.** связан начальный период развития металлического самолётостроения. В РСФСР в 1922 на заводе по обработке цветных металлов в посёлке Кольчугино Владимирской обл. было начато промышленное производство листового и сортового проката из отечественного **А. с.** кольчугалюминия (создатели Ю. Г. Музалевский и С. М. Воронов), отличавшегося по составу от немецкого дуралюминия. Большая роль, которую играют **А. с.** в авиастроении, определяется удачным сочетанием свойств: малой плотностью (2500—2900 кг/м<sup>3</sup>), высокими прочностью (до 500—600 МПа), коррозионной стойкостью, технологичностью при литье, обработке давлением, сварке и обработке резанием. Благодаря высокой удельной прочности начиная с 20-х гг. XX в. **А. с.** являются важнейшим конструкционным материалом в самолётостроении.

Основные легирующие компоненты **А. с.** — магний, медь, цинк, кремний. В результате легирования алюминия одним, двумя и более элементами из числа перечисленных в различных сочетаниях, а также малыми добавками одного или нескольких переходных металлов — марганца, хрома, титана, циркония, никеля, железа, ванадия — получены и применяются в промышленности более 150 **А. с.** В 70-е гг. в число легирующих компонентов **А. с.** вошел также литий.

Все **А. с.** обычно разделяют на деформируемые, из которых изготовляют листы, плиты, профили и другие полуфабрикаты путём пластинчатой деформации литой заготовки, и литейные, которые предназначены исключительно для фасонного литья. Из **деформируемых А. с.** наибольшее значение имеют сплавы следующих систем.

Алюминий — магний с добавками марганца, титана, циркония (сплавы АМг2, АМг5, АМг6; цифра в марке показывает приблизительное содержание магния в процентах). Эти сплавы не упрочняются термообработкой; в отожжённом состоянии характеризуются умеренной прочностью (до 350 МПа для АМг6), высокой пластичностью, очень высокой коррозионной стойкостью, хорошей свариваемостью. Широко применяются для ответственных сварных конструкций.

Алюминий — медь — магний с добавками марганца — дуралюмины (Д1, Д16, Д18, В65, Д19, В17, ВАД1). Упрочняются термообработкой; подвергаются, как правило, закалке и естественному старению. Характеризуются сочетанием высокой статической прочности (до 450—500 МПа) при комнатной и повышенной (до 150—175{{°}}С) температурах, высоких усталостной прочности и

вязкости разрушения. Такое сочетание свойств определило широкое применение этих сплавов, особенно Д16 и Д16ч (чистого по примесям железа и кремния), в самолётостроении. Недостаток — низкая коррозионная стойкость; изделия требуют тщательной защиты от коррозии.

Алюминий — цинк — магний — медь с добавками марганца, хрома, циркония. Подвергаются закалке и искусственному старению. Сплавы имеют самую высокую из всех А. с. прочность (до 700 МПа для В96Ц). Однако при старении на максимальную прочность повышается чувствительность этих А. с. к коррозионному растрескиванию, снижаются пластичность и значения характеристик конструкционной прочности. Для этих сплавов внедрены режимы смягчающего старения (перестаривания), которые обеспечивают сочетание достаточно высокой прочности (420—470 МПа для В93 и В95) с удовлетворительными значениями сопротивления коррозионному растрескиванию и конструкционной прочности. Сплав В95, особенно его модификация В95пч (повышения чистоты по примесям железа и кремния), относится к числу наиболее важных конструкционных материалов в самолётостроении.

Алюминий — магний — литий с добавками марганца и циркония. Подвергаются закалке и искусственному старению. Отличительная особенность — сочетание достаточно высокой прочности (420—450 МПа) с наименьшей для промышленных А. с. плотностью (2500 кг/м<sup>3</sup>), высоким модулем упругости (75 ГПа) и удовлетворительной свариваемостью. Недостатки: пониженная пластичность, плохие технологические свойства.

Из литейных сплавов наибольшее значение имеют сплавы следующих систем.

Алюминий — кремний, (силумины) с добавками магния, меди, марганца, титана, никеля (АЛ2, АЛ4, АЛ9, АЛ5, АЛ34) — самые распространённые литейные А. с. При наличии магния и меди сплавы упрочняются термообработкой. Механические свойства колеблются в широких пределах (прочность от 15 МПа для АЛ2 до 350 МПа для АЛ34). Сплавы отличаются очень хорошими литейными свойствами, удовлетворительной коррозионной стойкостью и хорошей свариваемостью.

Алюминий — медь с добавками марганца, титана, никеля, циркония, церия, кадмия (АЛ7, АЛ19, АЛ33, ВАЛ10). Упрочняются закалкой с последующим искусственным старением. К этой группе относятся самые прочные

Табл. — со н >

Двигатели  
фирмы «Ал л и

Основные данные	250-С2QB (ГТД)	250-С30 (ГТД)	Т56-А-15 (ТВД)	ТФ41-А-2* (ТРДД)
Тяга, кН .....	—	—		66,7
Мощность, кВт .....	310	478	3600	—
Масса, кг .....	72	109	828	1370

РЯЧМРП назмер, м .....	м 0,589	0.635	0,685/ 0,99	0,95
	(габаритный)	(габаритный)	(ширина/	(диаметр входа)
Удельный расход топлива: на взлётном режиме, кг/(Н·ч)	—	—	—	0,066
на крейсерском режиме, г/(кВт·ч)	44.3	403	535	
Расход воздуха, кг/с .....	1,56	2,54	14,9	119
Степень повышения давления ....	7,2	8,4	9,5	21,4
Степень двухконтурности .....		—		0,75
Температура газа перед турбиной, К	1270	1323	1350	1445
Применение (летательные аппараты)	Вертолёты	Вертолёт	Военно-транспорт-	Истребитель

Белл 206,	Сикор скин	портн ый са-	бомба рдиро в-
Агуст а А109, МВБ Во.Ю SC,	S-76	молет Локхн д г: -i:w	щик Воут А-7Е
Хьюз 500			

- Двигатель TF4J-A-2 разрабатывался совместно с фирмой «Роллс-Ройс»

(до 500 МПа для ВАЛ10) и самые жаропрочные (90 МПа для АЛ33) литейные **А. с.** Недостатки: низкая коррозионная стойкость, пониженные литейные свойства.

Наряду с деформируемыми к литейными **А. с.** в авиастроении используются спечённые материалы — спечённая алюминиевая пудра и спечённый алюминиевый сплав.

*Лит.:* Промышленные деформируемые, спеченные и литейные алюминиевые сплавы, М., 1972; Фридляндер И. Н., Алюминиевые деформируемые конструкционные сплавы, М., 1979.

*В. И. Елагин, И. Н. Фридляндер.*

**«Аляска Эрлайнс»** (Alaska Airlines) — авиакомпания США. Осуществляет внутренние перевозки. Основана в 1932 под названием «Макджи эруэйс», современное название с 1944. В 1989 перевезла 6,6 миллиона пассажиров, *пассажирооборот* 7,05 миллиардов пассажиро-км. Авиационный парк — 52 самолёта.

**Ам** — марка авиационных двигателей, созданных под руководством *А. А. Микулина* (см. *Московское научно-производственное объединение «Союз»*). Двигатели, разработанные по руководством его преемников *С. К. Туманского*, затем *О. Н. Фаворского*, имеют другие марки. Основные данные некоторых двигателей приведены в табл. 1 и 2.

Основанию опытного конструкторского бюро Микулина (опытного завода № 300) предшествовали работы по созданию ряда авиационных поршневых двигателей, проведенные под его руководством в ЦИАМ и на заводе имени М. В. Фрунзе. В 1929—1931 был разработан и запущен в серийное производство двигатель М-34 (рис. 1). С августа 1936 М-34 получил обозначение АМ-34 (по первым буквам имени и фамилии конструктора). М-34 — первый поршневой двигатель жидкостного охлаждения отечественной конструкции, послуживший в дальнейшем прототипом серийных двигателей АМ-34Р, АМ-34РН, АМ-35А, АМ-38Ф и АМ-42 мощностью от 603 до 1470 кВт. В 1937 на самолётах АНТ-25 с АМ-34Р экипажи В. П. Чкалова и М. М. Громова совершили дальние беспосадочные перелёты через Северный полюс в США. Кроме того, были созданы двигатели АМ-37, АМ-39, АМ-40 и АМ-43НВ мощностью от 1030 до 1690 кВт, но в связи с военным временем они серийно не выпускались. В 1943—1946 велись также работы по повышению высотности и экономичности поршневых двигателей семейства АМ.

С 1946 опытное конструкторское бюро начинает работать в новом направлении, связанном с

проектированием и созданием турбореактивных двигателей. Первый из них АМТКРД-01 (рис. 2) в 1948 успешно выдержал государственные 25-часовые стендовые испытания. Сразу были начаты работы по его модификации. В 1949 АМРД-02 с тягой, увеличенной до 41,7 кН, успешно прошёл государственные стендовые испытания. Принципиальные схемы двигателей аналогичны. С целью уменьшения массы и длины двигателей трубчато-кольцевая камера сгорания выполнена противоточной.

Восьмиступенчатый осевой компрессор (на АМРД-02— девятиступенчатый) приводился во вращение одноступенчатой турбиной. Была разработана конструкция соединения дисков компрессора с валом посредством шлицов, боковые поверхности которых направлены по радиусу. На АМТКРД-01 установлено регулируемое реактивное сопло с электроприводом, на АМРД-02 — нерегулируемое. Запуск двигателей производился воздушным стартером типа ротационной воздуходувки. В 1948—1949 двигатели проходили лётные испытания на опытном самолёте.

В 1949 было начато проектирование самого мощного в мире для того времени турбореактивного двигателя АМ-3 (рис. 3). В 1952 он успешно прошёл государственные стендовые испытания и был запущен в крупносерийное производство. Это был первый отечественный серийный турбореактивный двигатель большой тяги. На двигателе установлены: восьмиступенчатый осевой компрессор, созданию которого предшествовала экспериментальная отработка модельных компрессоров, трубчато-кольцевая камера сгорания, состоящая из 14 прямооточных жаровых труб, заключённых в общий кожух, двухступенчатая турбина и нерегулируемое сопло. Во фронтальном устройстве камеры сгорания поставлены завихрители. Введено охлаждение жаровой трубы с помощью оребрённых стенок. Применены автоматический бортовой запуск от турбостартера мощностью 65—75 кВт с приводом через гидромуфту, управляемая противообледенительная система, топливомасляный радиатор для охлаждения масла топливом двигателя.

Одна из особенностей АМ-3 — компрессор с дозвуковыми высоконапорными ступенями, обеспечивающими степень повышения давления, равную 6,2. Первая ступень имела большую осевую скорость воздуха (до 200—210 м/с), что обеспечивало высокую производительность компрессора. Впервые было введено регулирование компрессора перепуском воздуха за первыми ступенями. Применено штифтовое соединение дисков в роторе барабанного типа, обеспечивающее их центровку. Для уменьшения радиальных зазоров над рабочими лопатками и в лабиринтах нанесён слой талька с графитом. В модификациях АМ-3 (двигатели РД-3М, РД-3М-500) тяга увеличена до 94,6 кН (на чрезвычайном режиме до 104 кН).

Дальнейшее совершенствование проектируемых узлов и двигателей, их оптимизация и повышение надёжности требовали проведения теоретических и экспериментальных исследований. Руководил этими работами в опытном конструкторском бюро Б. С. Стечкин. В 1950 на опытном заводе исследовали влияние размеров турбореактивных двигателей на его массу. Было установлено, что для подобных в газодинамическом и конструктивном отношении турбореактивных двигателей удельная масса существенно снижается при уменьшении (до определенных пределов) размеров двигателя. В 1950 в соответствии с результатами этих исследований спроектирован турбореактивный двигатель АМ-5. Двигатель имел удельную массу 0,0227 кг/Н, что было в полтора раза ниже, чем у существовавших в то время отечественных и зарубежных турбореактивных двигателей. На АМ-5 установлены восьмиступенчатый осевой компрессор, кольцевая камера сгорания, двухступенчатая турбина и нерегулируемое сопло. Система автоматического регулирования обеспечивала управление двигателем только путем перестановки основного рычага управления двигателем. Применена автономная масляная система, состоящая из масляного бака с маятниковым заборником и топливомасляного радиатора, размещенных на двигателе. В системе смазки в один агрегат включены нагнетающий насос, фильтр, предохранительный, обратный и редукционный клапаны, что сократило число трубопроводов, снизило массу и увеличило надёжность масляной системы. Использован стартер-генератор. Для электрического запуска разработана автоматическая двухскоростная передача с двумя обгонными муфтами — роликовой и кулачковой. В 1952 были начаты работы по созданию турбореактивного двигателя с форсажной

камерой (ТРДФ) РД-9Б (рис. 4) для сверхзвукового истребителя. При его проектировании использован опыт отработки конструкции отдельных узлов АМ-5. Двигатель имел трубчато-кольцевую камеру сгорания (девять прямооточных жаровых труб в общем кожухе), двухступенчатую турбину, форсажную камеру с трёхпозиционным соплом. Особенностью двигателя был высоконапорный девятиступенчатый осевой компрессор со сверхзвук, первой ступенью, применение которой увеличило производительность и напор компрессора. При его доводке проведены исследования с целью согласования сверхзвуковой ступени с дозвуковой частью и обеспечения устойчивой работы компрессора на всех режимах. РД-9Б был первым отечественным двигателем со сверхзвуковой ступенью компрессора, запущенным в крупносерийное производство. На двигателе установлен регулятор управления лентой перепуска воздуха из компрессора по приведённой частоте вращения. Разработана надёжная и простая система дозирования топлива. Установлен топливомасляный агрегат, состоящий из маслблока и топливомасляного теплообменника, что явилось прогрессивным шагом на пути объединения элементов системы смазки. Применён двухскоростной привод стартера-генератора, что обеспечило повышение крутящего момента примерно в 4 раза в стартерном режиме и получение необходимой частоты вращения в генераторном режиме. Обеспечен карбюраторный розжиг форсажной камеры. В 1956 проведены работы по форсированию РД-9Б. В модификации РД-9Ф тяга увеличена до 37,3 кН. Анализ путей развития и работы двигателей, выполненных по одновальной схеме (с учётом необходимости специального регулирования многоступенчатых высоконапорных компрессоров для обеспечения их газодинамической устойчивости), привёл к принципиально новому в то время направлению проектирования двигателей по двухвальной схеме. Опыт создания отдельных сверхзвуковых ступеней компрессора позволил перейти к решению более сложной задачи — обеспечению их совместной работы в многоступенчатом компрессоре, что давало возможность сократить число ступеней, уменьшить массу, габаритные размеры и трудоёмкость изготовления компрессора. В 1953 начато проектирование турбореактивного двигателя с форсажной камерой Р11-300 (рис. 5). В 1958 он успешно прошёл государственные стендовые испытания и был запущен в серийное производство. На двигателе применены шестиступенчатый осевой компрессор, трубчато-кольцевая камера сгорания, двухступенчатая турбина, форсажная камера с всережимным реактивным соплом. Компрессор содержит по три высоконапорных сверхзвуковых (околозвуковых) ступени каскадов низкого и высокого давления. С помощью компрессора обеспечена устойчивая работа двигателя на всех режимах (без использования механизации компрессора), расширен диапазон крейсерских режимов и улучшена экономичность на глубоких (при малой тяге) крейсерских режимах. В двигателе отсутствуют выносные опоры. Вместо традиционного переднего корпуса компрессора применено консольное крепление первой ступени к ротору. Этим сделан шаг к внедрению модульной конструкции (в случае повреждения в эксплуатации первая ступень легко заменяется), Рабочие лопатки второй ступени бандажированы с целью исключения резонансных колебаний. Снижена общая масса двигателя, упрощена противообледенительная система.

При создании двигателя теоретически разработаны и применены основные принципы регулирования двухвальных турбореактивных двигателей с форсажной камерой, что обеспечило получение оптимальных высотно-скоростных характеристик, простоту и надёжность эксплуатации двигателя. Применение ограничителя частоты вращения ротора высокого давления позволило ограничить для любых режимов работы и климатических условий максимально допустимую температуру газа перед турбиной. Система охлаждения масла автономная. Для обеспечения работы масляной системы в высотных условиях на центробежный суфлёр поставлен баростатический клапан, с помощью которого поддерживается постоянное давление в масляных полостях двигателя. Надёжный запуск двигателя на всех высотах и режимах полёта обеспечивается подпиткой воспламенителя кислородом.

В крупносерийном производстве выпускалось несколько модификаций двигателя (Р11Ф-300, РПФ2-300 и др.). В ходе модификации его тяга была повышена до 60,5 кН. Благодаря высоким удельным параметрам, малым удельной массе и габаритам в сочетании с относительно малой

трудоёмкостью изготовления и хорошими эксплуатационными качествами двигатели типа Р11-300 нашли широкое применение.

В 1959—1961 создан малоразмерный турбореактивный двигатель РУ19-300 упрощенной конструктивной схемы для двухместного учебного и одноместного спортивного самолётов Як-30 и Як-32. В 1966—1970 проведена доработка двигателя с целью использования его в качестве вспомогательной силовой установки на самолёте Ан-24. Применены семиступенчатый осевой компрессор, кольцевая камера сгорания, одноступенчатая турбина и нерегулируемое реактивное сопло. Двигатель технологичен в производстве, выпускается с гарантийным ресурсом 1,5 тысяч часов.

В 1967—1974 создан подъёмно-маршевый турбореактивный двигатель Р27В-300 (рис. 6), который устанавливается на самолет вертикального взлета и посадки Як-38. Двигатель спроектирован по двухвальном схеме и состоит из 11-ступенчатого осевого компрессора (пять ступеней ротора низкого давления и шесть ступеней ротора высокого давления) с циркуляционным перепуском воздуха над лопатками первого рабочего колеса, кольцевой камеры сгорания, двухступенчатой турбины с охлаждаемыми лопатками сопловых аппаратов и рабочими лопатками первой ступени, криволинейного реактивного сопла с двумя поворотными сужающимися насадками, приводимыми во вращение двумя гидродвигателями с рессорной синхронизацией, автономной системы смазки с замкнутой циркуляцией, системы топливной автоматики, электрической автоматической системы запуска, бортовой и наземной системы контроля. Двигатель эксплуатируется в широком диапазоне высот и скоростей полёта. Высокая газодинамическая устойчивость позволяет двигателю надёжно работать в экстремальных условиях по уровню неравномерности температур и пульсаций воздуха на входе. Конструкция двигателя обеспечивает устойчивую работу силовой установки при применении бортового оружия.

Одновременно в опытном конструкторском бюро велась разработка двигателя для самолётов, у которых основным режимом является полёт с высокими сверхзвуковыми скоростями. Особенность такого двигателя — умеренная степень повышения давления в компрессоре, позволяющая получить оптимальные тяговые характеристики при больших скоростях полёта. Двигатель был выполнен по одновальной схеме, имел пятиступенчатый компрессор, трубчато-кольцевую камеру сгорания, одноступенчатую турбину, форсажный контур с двухстворчатым регулируемым соплом, снижающим внешние потерн. Автоматическое регулирование режимов работы осуществлялось электронной аппаратурой.

Дальнейшее совершенствование турбореактивных двигателей ведётся в направлении повышения удельных параметров, температуры газа перед турбиной, эффективности узлов, снижения трудоёмкости изготовления. Проводится анализ различных принципиальных схем и поиска новых прогрессивных конструктивных и технологических решений.

*О. Н. Фаворский, Ю. И. Гусев.*

Рис. 1. Поршневой двигатель жидкостного охлаждения АМ-34.

Рис. 2. Турбореактивный двигатель АМТКРД-01.

Рис. 3. Турбореактивный двигатель АМ-3.

Рис. 4. Турбореактивный двигатель РД-9Б с форсажной камерой.

Рис. 5. Турбореактивный двигатель Р11-300 с форсажной камерой.

Рис. 6. Подъёмно-маршевый турбореактивный двигатель Р27В-300.

Табл. 1 — Поршневые двигатели конструкции А. А. Микулина

Основные данные	М-34	М-34Н,	АМ-	АМ-	АМ-
-----------------	------	--------	-----	-----	-----

		-Р, -ФРН	35А	ЗВФ	42
Начало серийного производства, год	1932	1934	1940	1941	1944
Мощность, кВт	588	603— 883	993	1290	1470
Применение (летательные аппараты)	ТБ-3, АНТ-25, МБР-2	ТБ-3, ТБ-4, АНТ-20, АНТ-25	МиГ-1, МиГ-3, Пе-8	Ил -2	Ил-10

Табл. 2 — Турбореактивные двигатели Московского научно-производственного объединения «Союз»

Основные данные	АМТК РД-01	АМРД -02	АМ-3	АМ-5	РД-9Б	Р11-300	РУ 19-300	Р27В-300
Начало серийного производства, год	Опытный	Опытный	1952	1953	1955	1958	1970	-
Тяга, кН	32,4	41,7	85,3	19,6	32,4	49	8,83	66,6
Масса, кг	1720	1675	3100	445	700	1040	225	1350
Диаметр, м	1,365	1,38	1,4	0,67	0,66	0,825	0,55	1,012
Длина, м	3,08	3,6	5,38	2,77	5,56	4,6	1,73	3,706
Удельный расход топлива, кг/(Н*ч):								

на форсажном режиме	-	-	-	-	0,163	0,203	-	-
на крейсерском режиме	0,124	0,101	0,095	0,09	0,09	0,096	0,12	-
Расход воздуха, кг/с	65	75	150	37,5	43,3	64,5	16	-
Степень повышения давления	4	5	6,2	5,8	7,5	8,6	4,6	-
Температура газа перед турбиной, К	1125	1125	1130	1130	1150	1175	1150	-
Применение (летательные аппараты)			Ту-16, М-4, Ту-104	Як-25	МиГ-19, Як-27Р	МиГ-21, Як-28Р, Як-28Б, Як-25РВ, Су-15	Як-30, Як-32, Ан-24, Ан-26	Як-38

**«Америка Уэст»** (America West Airlines) — авиакомпания США. Осуществляет внутренние перевозки. Основана в 1981, регулярные перевозки с 1983. В 1989 перевезла 13,4 миллиона пассажиров, *пассажирооборот* 12,77 миллиардов пассажиро-км. Авиационный парк — 89 самолётов.

**«Американ Эрлайнс»** (American Airlines) — авиакомпания США, одна из ведущих в мире. Осуществляет перевозки в страны Западной Европы, а также Канаду, Мексику и Японию. Основана в 1934. В 1989 перевезла 72,4 миллиона пассажиров, *пассажирооборот* 118,29 миллиардов пассажиро-км. Авиационный парк — 500 самолётов.

**Американский институт авиации и космонавтики** (American Institute of Aeronautics and Astronautics, AIAA) — научно-техническое общество США. Основано в 1930, находится в Нью-Йорке. В составе общества около 40 технических комиссий, в том числе по механике полёта, прочности, проектированию летательных аппаратов, акустике, силовым установкам, лётным испытаниям. Основная задача: содействие обмену опытом между работниками авиационной промышленности и распространение научно-технических знаний в различных областях авиации, ракетной техники

и космонавтики. Институт ежегодно проводит 20—30 конференций и симпозиумов. Присуждает ежегодные премии за научно-технические достижения. Издаёт доклады («AIAA Papers»), прочитанные на конференциях, сборники трудов; научно-технические журналы «AIAA Journal», «Aerospace America» (до 1984 «Astronautics and Aeronautics»), «Journal of Aircraft» и др.; реферативный журнал «International Aerospace Abstracts». Имеет филиалы во многих городах.

**Американское вертолётное общество** (American Helicopter Society). Основано в 1944. Объединяет специалистов, фирмы, организации и учебные заведения, занятые проведением научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ, производством, испытаниями, эксплуатацией вертолётов и других винтокрылых аппаратов. Организует ежегодные научно-технические форумы и выставки вертолётной техники. Присуждает премии за наиболее значительные фундаментальные и прикладные работы, за создание новых винтокрылых аппаратов. Издаёт научно-технические журналы «Journal of the American Helicopter Society» и «Vertiflite».

**Амет-Хан** Султан (1920—1971) — советский лётчик, подполковник, заслуженный лётчик-испытатель СССР (1961), дважды Герой Советского Союза (1943, 1945). В Советской Армии с 1939. Окончил военную авиационную школу (1940). Участник Великой Отечественной войны. В ходе войны был лётчиком-истребителем, командиром звена, командиром эскадрильи, помощником командира истребительного авиаполка. Совершил 603 боевых вылета, сбил лично 30 и в составе группы 19 самолётов противника. После войны лётчик-испытатель. Испытал свыше 100 типов самолётов. Погиб при испытании самолёта. Государственная премия СССР (1953). Награждён 3 орденами Ленина, 4 орденами Красного Знамени, орденами Александра

Невского, Отечественной войны 1-й степени, Красной Звезды, «Знак Почёта», медалями. Бронзовый бюст в г. Алушка (Крым), памятник в г. Каспийск (Дагестан). Портрет см. на странице 56.

Лит.: Бутаев В., Амет-хан Султан, М., 1990.

### С. Амет-хан.

**амортизация шасси** (от французского amortir — ослаблять; смягчать) — система, обеспечивающая поглощение энергии, снижение нагрузок, передаваемых от опоры *шасси* на конструкцию летательного аппарата при посадочном ударе и движении по неровностям аэродрома. **А. ш.** обеспечивается последовательно соединёнными опорным элементом, соприкасающимся с поверхностью взлетно-посадочной полосы, и амортизатором — основным элементом, поглощающим и рассеивающим энергию посадочного удара летательного аппарата. Его встраивают в стойку шасси (при блочной схеме тележки шасси) или выносят из неё (при рычажной схеме). Наибольшее распространение получили масляно-пневматические амортизаторы с гидравлическим торможением прямого и обратного хода поршня. Такой амортизатор представляет собой герметичный цилиндр, в котором перемещается шток. Рабочий объём амортизатора заполнен строго дозированным количеством гидросмеси и технически чистого азота, находящихся под давлением. Азот применяют для устранения возможности самовоспламенения и, следовательно, взрыва жидкости при работе амортизатора.

Различают однокамерные и двухкамерные амортизаторы.

Простейший **однокамерный амортизатор** разделён на две полости (рис. 1): верхнюю, включающую объём над диффузором и пространство между стенками трубы диффузора и цилиндра, и нижнюю, включающую объём камеры штока и пространство между стенками штока и цилиндра. Нижняя полость заполнена жидкостью, верхняя — азотом и частично жидкостью. Для правильной работы диффузор должен быть постоянно покрыт жидкостью. При сжатии амортизатора (прямой ход) жидкость из нижней полости проталкивается в верхнюю, сжимая при этом находящийся в ней азот. Энергия удара аккумулируется в сжатом азоте и частично идёт на нагревание жидкости при её перетекании. Когда сжатие прекращается, азот, возвращая аккумулированную в нём энергию,

выдвигает шток (обратный ход) и вытесняет жидкость из верхней полости в нижнюю. Амортизирующее действие обратного хода достигается тем, что подвижное кольцо-клапан давлением жидкости снизу плотно прижимается к торцовой поверхности буксы, закрывая в ней все отверстия, и жидкость может проталкиваться только через отверстия малого диаметра в кольце-клапане.

В двухкамерных амортизаторах азотная камера разделена на две части плавающим поршнем. Одна камера заряжена азотом под небольшим давлением и работает на начальном этапе прямого хода. При этом обеспечиваются наименьшие перегрузки и мягкая посадка, что облегчает раскручивание колёс. Вторая камера заряжена азотом под значительно большим давлением. При обжатии амортизатора давление в первой камере становится равным давлению во второй камере, после чего начинает перемещаться плавающий поршень. Совместная работа камер, суммарный объём которых больше, чем у однокамерного амортизатора, способствует лучшей А. ш. и снижению нагрузок на элементы летательного аппарата, к которым крепится шасси.

Характеристики А. ш. должны быть стабильными а течение всего срока службы летательного аппарата и не должны зависеть от условий эксплуатации. Нестабильность характеристик при использовании масляно-пневматического амортизатора возникает при повторных обжатиях опоры в результате образования в камерах смеси из пузырьков нерастворённого газа и масла. Стабильность характеристик обеспечивают амортизаторы с отдельными газовой и масляной камерами. Температуру масла и газа в амортизаторе, влияющую на его упругие характеристики, определяют условия эксплуатации, при которых происходит посадочный удар и движение летательного аппарата по взлетно-посадочной полосе (под упругой характеристикой амортизатора понимают зависимость усилия от перемещения поршня при статичном, медленном обжатии амортизатора). Основные параметры А. ш. — максимальная нагрузка, приходящаяся на опору, предельное обжатие опоры (максимальное перемещение опоры). Зависимость обжатия опоры по вертикали от вертикальной нагрузки при статичном обжатии называется упругой характеристикой опоры. Для получения минимальных нагрузок на опору её упругая характеристика должна быть такой, чтобы обжатие опоры под действием стояночной нагрузки (при посадочной и взлётной массах летательного аппарата) составляло 0,4—0,6 от предельного обжатия опоры. Амортизационные свойства опоры характеризуются поглощением нормированной работы  $A = mV_y^2/2$ , перегрузкой  $n = P_{max}^y/P_{cm}$  и коэффициентом торможения обратного хода  $\{\eta\}_1 = t/t_1$ , где  $m$  — масса летательного аппарата, редуцированная к линии равнодействующей удара;  $V_y$  — вертикальная составляющая скорости центра масс летательного аппарата в момент касания опорным элементом взлетно-посадочной полосы;  $P_y^{max}$  — максимальная нагрузка, действующая на опору;  $P_{ct}$  — расчётная стояночная нагрузка, приходящаяся на

*	-	r	г
—	J	r	
—	f		
-	-		
.			S

опору;  $t$  — время разжатия поршня амортизатора;  $t_1$  — время между максимальным обжатием поршня при первом ударе и началом обжатия поршня при втором ударе.

Характеристики **А. ш.** для случая поглощения опорой летательного аппарата энергии посадочного удара проверяются в ходе *копровых испытаний*, а для случая движения летательного аппарата по неровностям взлетно-посадочной полосы — расчётом. Оценка характеристик амортизации при копровых испытаниях производится по диаграмме работы (рис. 2), которая строится в координатах  $P_y$  —  $Z$  (нагрузка на опорный элемент — обжатие опоры). По диаграмме определяют перегрузку  $n$ , максимальное обжатие опоры  $Z^{\max}$ , работу  $A$ , поглощаемую опорой, и коэффициент полноты диаграммы  $\Pi$ . На диаграмме работе  $A$  соответствует площадь, ограниченная кривой  $ObdeO$ , умноженная на произведение масштабов по осям  $P_y$  и  $Z$ . Коэффициент полноты определяется по формуле:  $\Pi = A/A_2$ , где  $A$  — работа, поглощаемая опорой,  $A_2$  — работа, которую теоретически могла поглотить опора при полученных значениях  $P^{\max}$  и  $Z^{\max}$  (на рис. эта площадь ограничена кривой  $OcdeO$ ). Оценка характеристик **А. ш.** в процессе движения летательного аппарата по взлетно-посадочной полосе производится по амплитудно-частотной характеристике (рис. 3), которая представляет собой зависимость перегрузки  $n$  от частоты возбуждения  $\{\gamma\}$ .

*В. М. Дмитриев. В. М. Шейнин.*

Рис. 1. Схема однокамерного амортизатора: 1 — цилиндр; 2 — шток; 3 — диффузор; 4 — буска; 5 — клапан-кольцо.

Рис. 2. Диаграмма работы амортизатора для случая поглощения опорой летательного аппарата энергии посадочного удара.

Рис. 3. Амплитудно-частотные характеристики летательного аппарата при переезде одиночной неровности (1) и циклических неровностей (2).

**Амундсен** (Amundsen) Руаль (1872—1928) — норвежский полярный путешественник и исследователь. В 1890—1892 учился в университете в г. Кристианиа (ныне Осло). Начиная с 1903 совершил ряд экспедиций, получивших широкую известность. В процессе проведения экспедиций **А.** пришёл к выводу о необходимости использования авиации для исследования Арктики. С этой целью **А.** (с 1922) изыскивал средства для полёта на самолёте от Аляски через Северный полюс в Европу. Учитывая ограниченные возможности использования для длительных полярных полётов имевшихся в то время самолётов, **А.** организовал полярную экспедицию на итальянском полужёстком дирижабле N-1 («Норвегия»). **А.** и Л. Элсуорт (американский промышленник) руководили первым трансарктическим перелетом; командиром дирижабля стал его конструктор *У. Нобиле*. 11 мая 1926 дирижабль вылетел из Шпицбергена, 12 мая достиг Северного полюса, а 14 мая — Аляски, где снизился и был разобран. Перелёт протяжённостью 5300 км продолжался 71 ч. **А.** погиб в 1928 во время попытки разыскать и оказать помощь итальянской экспедиции Нобиле, когда дирижабль «Италия» потерпел катастрофу в Арктике. Гидросамолёт «Латам», на котором вылетел **А.**, бесследно исчез со всем экипажем.

*Лит.: Дьяконов М., Амундсен, М., 1937; Трешников А. Ф., Амундсен. Л., 1972.*

**Р. Амундсен.**

**амфибия** (от греческого amphibios — ведущий двойной образ жизни) — гидросамолёт, оборудованный сухопутным шасси и способный базироваться как на водной поверхности, так и на сухопутных аэродромах. Наиболее распространены **А.**-лодки. Взлёт с воды, посадка на воду и полёт выполняются с убраным сухопутным шасси. Шасси убирается в борта лодки или в участок центроплана, прилегающий к лодке. Поперечная остойчивость **А.** обеспечивается подкрыльными

поддерживающими поплавками. Гидродинамические и мореходные характеристики **А.**-лодки близки к характеристикам *летающих лодок*. Стойки шасси **А.** имеют большую длину, чем стойки сухопутных самолётов.

Амфибийные качества самолётов-**А.** существенно расширяют их эксплуатационные возможности, но при этом снижаются лётные качества. По своим техническим характеристикам **А.** уступают сухопутным самолётам из-за наличия лодки (вместо обычного фюзеляжа), более высокого веса конструкции и худшей обтекаемости. **А.**-лодки менее выгодны в весовом отношении по сравнению с летающей лодкой из-за дополнительного веса конструкции шасси и механизмов их уборки. О советских самолётах-**А.** см. в статье *III = 2. Бе.*

*А. И. Тихонов.*

**АН** — марка самолётов, созданных в опытно конструкторское бюро под руководством *О. К. Антонова* (см. *Киевский механический завод имени О. К. Антонова*). Самолёты, разработанные под руководством его преемника *П. В. Балабуева*, имеют также марку АН (рис. 1). Опытное конструкторское бюро специализировалось в четырёх основных направлениях: создание транспортных (грузовых), многоцелевых, пассажирских самолётов, а также планеров и дельтапланов. Основные данные некоторых самолётов опытно конструкторское бюро приведены в таблицах 1 и 2.

Развитие опытно конструкторское бюро началось с разработки многоцелевого самолёта Ан-2 (рис. 2 и рис. в таблице XXIV), которая была начата Антоновым в 1940, но только в 1946 было получено задание на проектирование сельскохозяйственного самолёта. Однако уже следующий самолёт Ан-8 (рис. 3 и рис. в таблице XXVI) определил главное направление работы опытного конструкторского бюро — разработку специализированных транспортных самолётов, приспособленных для перевозки и парашютного десантирования крупногабаритных грузов и самоходной техники, а также и парашютистов-десантников. Ан-8 с двумя турбовинтовыми двигателями *АИ-20Д* — первый в СССР специализированный транспортный самолёт, на котором отработана схема транспортного самолёта, ставшая классической: высокоплан с двигателями на крыле, шасси с малой колеёй в специальных обтекателях по бортам фюзеляжа. В кормовой части фюзеляжа расположена кабина стрелка, оборудованная башней со спаренными пушками калибра 23 мм. Ан-8 снабжён большим грузовым люком в хвостовой части, открываемым в полете; шасси высокой проходимости, обеспечивающим посадку и взлёт с грунта.

Сразу после создания Ан-8 начались работы над пассажирским самолётом Ан-10 (рис. 4 и рис. в таблице XXVI) и его военно-транспортной модификацией — самолётом Ан-12 с четырьмя турбовинтовыми двигателями *АИ-20*. Решалась задача создания двух четырёхдвигательных самолётов различного назначения на общей основе, отличающихся только формами хвостовой части фюзеляжа и оборудованием. Был принят сравнительно большой для того времени диаметр фюзеляжа — 4,1 м, обеспечивающий свободное размещение 100 пассажиров, а в грузовом помещении — боевой и инженерной техники. Ан-12 стал основным самолётом военно-транспортной авиации СССР. Идея фюзеляжа с приподнятой хвостовой частью и люком больших размеров, впервые реализованная в СССР на самолётах АН, и большой диапазон *центровок* в пределах от 8 до 45% средней аэродинамической хорды обеспечили самолёту возможность сброса больших грузов при помощи вытяжных парашютов. В кормовой части фюзеляжа расположена бронированная кабина стрелка и башня с двумя скорострельными пушками калибра 23 мм и дистанционным управлением. Для ускорения погрузки и выгрузки АН-12 оборудован талью грузоподъёмностью 2,5 т и лебёдкой для втягивания в кабину несамоходных грузов. Самоходная техника поднимается в грузовое помещение самостоятельно по наклонному трапу, как и на Ан-8. Шасси высокой проходимости позволяет взлетать с грунтовых аэродромов. Создано около 40 модификаций этого самолёта различного назначения, в том числе самолёты для полётов в Арктике (на лыжном шасси), исследования атмосферы, самолёт-лаборатория для испытания противообледенительной системы самолётов и др. На АН-12 выполнялись рейсы в Арктику и

Антарктиду, транс-атлантический перелёт по маршруту Москва — Лима (Перу). Самолёт эксплуатируется с 1959 и экспортирован в 14 стран.

Ан-22 «Антей» (рис. 5 и рис. в таблице XXVIII) с четырьмя турбовинтовыми двигателями НК-12МА предназначен для перевозки тяжёлой крупногабаритной техники на большие расстояния. Ан-22 — первый в мире широкофюзеляжный и крупнейший для своего времени самолёт. Конструктивные особенности самолёта — двухкилевое оперение, значительный вырез под грузовой люк размерами 4,4\*16 м; соосные воздушные винты с коэффициентом полезного действия, превышающим 90%.

Основные опоры шасси, включающие по три самостоятельные стойки с рычажной подвеской колёс (диаметр 1,72 м) с изменяемым давлением в пневматиках на земле и в воздухе, позволяют осуществлять посадку на грунтовые и заснеженные аэродромы. Ан-22 оснащён наклонной трап-рампой, устанавливаемой на различн уровнях (от земли до погрузочной эстакады или кузова грузового автомобиля), двумя мостовыми кранами грузоподъёмностью по 10 т. При создании Ан-22 разработано бустерно-серворулевое управление, обеспечивающее высокую степень безопасности полёта и позволяющее переходить на ручное управление при отказе бустерной системы. Создана конструкция и отработана технология клеесварных и клееклёпаных панелей; конструкция силовых деталей из монолитных крупногабаритных штамповок из алюминия сплава. Сконструировано многостоечное многоколёсное шасси повышенной проходимости, позволяющее осуществлять посадку в случае разрушения отдельных амортизационных стоек или пневматиков или невыпуска до двух стоек перед посадкой. Создана система электроснабжения трёхфазным током стабильной частоты без приводов постоянной частоты вращения генераторов. Ан-22 широко используется в народном хозяйстве. Применение его в районе Тюмени позволило сократить на год освоение нефтяных источников. На самолёте установлен 41 мировой рекорд.

Ан-26 — транспортный вариант пассажирского самолёта Ан-24 (см. ниже), предназначен для перевозки грузов и техники на линиях малой и средней протяжённости. Отличается от Ан-24 наличием в хвостовой части фюзеляжа большого грузового люка, транспортёра и тали в грузовой кабине, двигателями повышенной мощности. Для Ан-26 разработана оригинальная универсальная трап-рампа (закрывающая в полёте грузовой люк), отклоняющаяся на землю для погрузки колёсной техники и убирающаяся под фюзеляж при загрузке самолёта с борта автомобиля или при сбрасывании грузов на парашютах. Модификации самолёта: Ан-26Ш — учебно-штурманский (первый полёт в 1975), Ан-26Б — грузовой самолёт для гражданск авиации (1978), Ан-26М — самолёт для проведения реанимационно-хирургических мероприятий на земле и в полёте (1980). Ан-26 широко применяется в военно-воздушных силах и гражданской авиации; экспортирован в 26 стран.

Ан-32 (рис. 6) с двумя турбовинтовыми двигателями АИ-20М разработан на базе самолёта Ан-26 для эксплуатации в условиях жаркого климата и высокогорных аэродромов. Отличается от Ан-26 более мощными двигателями, эффективными закрылками, добавлением автоматических предкрылков, возможностью десантирования платформ с техникой массой до 3 т. Самолёт строился серийно.

Ан-72 (рис. 7 и рис. в таблице XXIX) с двумя турбореактивными двухконтурными двигателями Д-36 — первый в СССР транспортный самолёт укороченного взлёта и посадки. Он предназначен для эксплуатации на необорудованных площадках длиной 600 м. Свойства Ан-72 как самолёта короткого взлёта и посадки обеспечиваются мощной механизацией крыла и повышенной тяговооружённостью. Особенность схемы самолёта — установка двигателей над поверхностью крыла, которая исключает попадание в двигатель посторонних предметов с земли и обеспечивает увеличение подъёмной силы на взлёте и посадке благодаря обдуву верхней поверхности крыла и закрылков газовыми струями двигателей (см. *Энергетическая механизация крыла*). Расположение двигателей над крылом приводит к снижению шума на местности и в кабине за счёт экранирования крылом струй турбореактивного двигателя.

Широкое применение в конструкции композиционных материалов привело к снижению массы пустого самолёта; тщательная эргономическая обработка кабины экипажа позволила исключить из состава экипажа штурмана. При разработке самолёта использовалась система автоматизированного проектирования. Ан-72 выпускается серийно. На самолёте установлено 20 мировых рекордов. На основе Ан-72 разработана его модификация Ан-74 (первый полёт в 1983), имеющая самостоятельное значение. Ан-74 — первый в СССР специальный самолёт для применения в условиях Арктики и Антарктиды. В отличие от Ан-72 может эксплуатироваться в труднодоступных районах Крайнего Севера и Дальнего Востока. На лыжном шасси он способен совершать посадку и взлетать на заснеженных аэродромах с глубиной целинного снега до 50 см, а также на льду. В герметичной грузовой кабине оборудованы места для работы и отдыха полярников. В состав экипажа включены штурман и бортрадист. Навигационно-пилотажное оборудование обеспечивает выполнение полётов в высоких широтах по необорудованным трассам и вне трасс. Самолёт выпускается серийно.

Ан-124 «Руслан» (рис. 8 и рис. в таблице XXIX) с четырьмя турбореактивными двухконтурными двигателями Д-18Т — тяжёлый широкофюзеляжный транспортный самолёт, предназначен для доставки на большие расстояния крупногабаритных грузов. При создании самолёта впервые в СССР применено относительно толстое (12%) стреловидное крыло суперкритического профиля, что в сочетании с тщательной обработкой формы фюзеляжа обеспечило получение высокого аэродинамического качества и, следовательно, большой дальности полёта. Для уменьшения балансирующего сопротивления самолёт спроектирован с малым запасом статической устойчивости и снабжён системой её улучшения. Высокое весовое совершенство самолёта и технологичность его производства достигнуты в результате использования прессов, панелей крыла длиной 28 м, панелей центроплана из прессованных плит, монолитных вафельных панелей фюзеляжа размером 2,5\*11 м. На самолёте установлены элементы конструкций из композиционных материалов с площадью поверхности 1500 м<sup>2</sup>, что позволило снизить массу самолёта на 2 т. Проблема автономности эксплуатации в течение 100 ч налёта решена путём применения многостоечного шасси, обеспечивающего взлёт и посадку с бетонированных и грунтовых взлётно-посадочных полос и оборудованного системой приседания для погрузки-выгрузки самоходной техники; комплекса грузового оборудования, включающего два мостовых крана грузоподъёмностью по 10 т, две лебёдки тягой по 29,4 кН, рольганг; бортовой системы автоматизированного контроля технического состояния систем и оборудования на 1000 точек; двух вспомогательных силовых установок с электрогенераторами и турбонасосами. Конструктивными особенностями самолёта являются: высокомеханизированное крыло, двухпалубный герметизирующий фюзеляж с грузовыми люками в носовой и хвостовой частях, трёхопорное шасси с передней опорой из двух стоек и основными опорами из пяти стоек каждая. На верхней палубе фюзеляжа расположены кабина сменного экипажа и кабина сопровождающих грузы на 88 мест. Двигатели с вентиляторами диаметр 2,3 м установлены на пилонах под крылом и снабжены реверсорами тяги. Электрогидромеханическая система автоматического управления самолётом и тягой двигателей работает по избранной программе на всех этапах полёта. Все системы четырёхкратно резервированы. На борту самолёта в системах навигации, автоматического пилотирования, дистанционного управления и контроля используется 34 электронно-вычислительные машины. В 1985 на самолёте установлен 21 мировой рекорд грузоподъёмности, а в 1987 — мировой рекорд дальности полёта.

Ан-225 «Мрия» — сверхтяжёлый транспортный самолёт (рис. 9 и 15). Создание его является дальнейшим развитием средств воздушного перевозок: грузы на нём могут размещаться не только в фюзеляже, но и на внешних узлах над фюзеляжем. Самолёт предназначен для транспортировки изделий общей массой до 250 т, диаметром до 10 м и длиной до 70 м, в том числе ракетных блоков и орбит, корабля ракетно-космической системы «Энергия-Буран». Ан-225 был спроектирован и построен за 3,5 года благодаря использованию научно-технического потенциала в области аэродинамики, материаловедения, оборудования и конструирования, накопленного при создании самолёта Ан-124, применению системы автоматизированного проектирования при выпуске

конструкторской документации, широкой кооперации авиапредприятий. Основными проблемами при создании Ан-225 было получение требуемых характеристик устойчивости и управляемости, малого лобового сопротивления самолёта с внешним грузом, достаточной прочности фюзеляжа. При этом был учтён опыт уникальных перевозок отъёмных частей крыла и центропланов самолётов Ан-124 на самолёте Ан-22. Конструктивными особенностями Ан-225 являются: относительно толстое крыло суперкритического профиля (максимальная толщина центроплана 2,4 м), герметичный фюзеляж с передним грузовым люком, двухкилевое оперение размахом 30 м со стреловидными шайбами высотой 11 м на концах стабилизатора, силовая установка из шести турбореактивных двухконтурных двигателей Д-18Т, трёхопорное шасси с основными опорами из семи стоек каждая. Сверху на фюзеляже и центроплане размещена универсальная система крепёжных узлов для установки крупногабаритных грузов. По своей взлётной массе, массе перевозимого груза, габаритным размерам, мощности силовой установки Ан-225 — крупнейший из всех созданных к началу 90-х гг. самолётов. В одном из испытательных полётов в 1989 на нём было установлено 110 мировых рекордов.

Второе направление деятельности опытного конструкторского бюро — создание многоцелевых самолётов, которые могут быть легко переоборудованы в различные варианты: пассажирский, грузовой, десантный, санитарный и др.

Ан-2 с поршневым двигателем *АИИ-62ИР* выполнен по схеме расчалочного биплана с однокилевым оперением и неубирающимся шасси. Развитая механизация крыльев, шасси с большим ходом амортизации и пневматиками низкого давления в сочетании с отличной управляемостью обеспечили самолёту высокие взлётно-посадочные характеристики и возможность применения на неподготовленной местности. Конструкция металлическая с полотняной обшивкой крыльев и рулей. Схема биплана, как показало время, не устарела. Ан-2 выпускается серийно более 40 лет, что само по себе является рекордом. До 1992 построено свыше 15 тысяч самолётов в СССР, Польше и КНР. Ан-2 экспортирован в 17 стран.

На основе Ан-2 созданы многочисленные модификации: пассажирский и грузовой (первый полёт в 1948) со складными сиденьями вдоль бортов на 12 человек; санитарный (1953) на шесть лежачих больных с двумя сопровождающими медработниками; зондировщик атмосферы с турбокомпрессором и кабиной наблюдателя перед килем (на нём установлен рекорд высоты); поплавковый вариант для озёрных и речных авиалиний (1949); лесопожарный самолёт (1962) на поплавках, специальные отсеки которых при разбеге наполняются водой (до 1260 л). В полёте вода выливается на очаги пожара.

Ан-3 (1980) — специализированный сельскохозяйственный самолёт с ТВД-20 (модификация Ан-2, имеющая самостоятельное значение). Внешне отличается формой носовой части фюзеляжа. Самолёт одноместный, кабина пилота отделена от грузового помещения и оборудована полноценной системой кондиционирования. На Ан-3 установлено новое высокопроизводительное сельскохозяйственное оборудование. Улучшена экономичность. Ан-3 может использоваться на всех видах работ в народном хозяйстве, на которых применяется Ан-2.

Ан-14 (рис. 10 и рис. в таблице XXVI) с двумя поршневыми двигателями АИ-14ЧР положил начало работам опытного конструкторского бюро по созданию самолётов короткого взлёта и посадки. Самолёт рассчитан на перевозку семи пассажиров либо трёх лежачих больных с сопровождающим медработником и предназначен для полётов на небольшие расстояния. Короткий взлёт и посадку самолёту обеспечили подкосное крыло большого удлинения с малой удельной нагрузкой, двухщелевые закрылки и зависающие элероны, эффективное на малых скоростях полёта двойное вертикальное оперение, автоматические предкрылки по всему размаху. Самолёт применялся в Советской Армии как связной, штабной, грузовой и в других вариантах. Построено свыше 300 экземпляров.

АН-14 послужил основой для создания Ан-28 (рис. 11 и рис. в таблице XXIX), на котором установлены экономичные газотурбинные двигатели средней мощности ТВД-10Б. Появление

самолёта Ан-28 вызвано необходимостью расширения области применения транспортной авиации в пределах области и района (вплоть до села), доставки пассажиров и грузов в аэропорты, из которых совершают полеты скоростные самолёты. Ан-28 способен взлетать с необорудованных грунтовых аэродромов длиной 550 м и может заменить на перевозке пассажиров самолёт Ан-2. Крыло Ан-28 по сравнению с крылом АН-14 (в дополнение к автоматическому предкрылку, исключаящему сваливание при полётах на больших углах атаки) снабжено запатентованными автоматическими интерцепторами для уменьшения крена (с 36 до 14<sup>°</sup>) при отказе двигателя. Воздушные винты автоматически переходят на большой шаг и не создают отрицательной тяги в случае отказа двигателя. Самолёт оборудован противообледенительной системой. На стабилизаторе установлен предкрылок, повышающий устойчивость и управляемость самолёта, в том числе при отказе противообледенительной системы. Блоки пассажирских кресел в течение 2—3 мин откидываются к бортам самолёта, и кабина может быть приспособлена для перевозки 1750 кг грузов. Для их погрузки в хвостовой части фюзеляжа имеется большой люк, а на потолке проложены рельсы съёмного погрузочного устройства грузоподъёмностью 500 кг. Ан-23 строился по лицензии в других странах.

Третье направление деятельности опытного конструкторского бюро — разработка пассажирских самолётов АН-10 с четырьмя турбовинтовыми двигателями АИ-20К — пассажирский самолёт для перевозки 100 пассажиров на воздушных линиях средней протяжённости. Хорошие взлётно-посадочные характеристики, шасси большой проходимости с пневматиками низкого давления позволили эксплуатировать самолёт на грунтовых аэродромах. Несмотря на значительный диаметр фюзеляжа (4,1 м), аэродинамическая компоновка позволила самолёту достичь максимальную крейсерскую скорость 660 км/ч. Была обеспечена возможность продолжать полёт с тремя остановленными двигателями. Самолёт отличался высокой экономичностью и эксплуатировался в Аэрофлоте в 1959—1972. На нём установлен в 1961 мировой рекорд скорости для винтовых самолётов — 730 км/ч.

Ан-24 (рис. 12 и рис. в таблице XXVI) с двумя турбовинтовыми двигателями АИ-24 — первый в СССР самолёт с газотурбинным двигателем для местных воздушных линий. Ан-24 создан для замены самолётов с поршневыми двигателями (Ли-2 и др.). Особенности самолёта: фюзеляж из панелей клеесварной конструкции; центроплан из монолитных прессов, панелей и лонжеронов; нижняя обшивка фюзеляжа из диметаллических (алюминий — титан) листов; микроэжекторная воздушно-тепловая противообледенительная система; в гондole правого двигателя установлен дополнительный (разгонный) турбореактивный двигатель РУ19-300 (см. АМ) для автономного запуска двигателей и повышения энерговооружённости самолёта на взлёте. Основная задача при проектировании — обеспечение эксплуатации с грунтовых аэродромов местных воздушных линий и высокой весовой эффективности. Одновременно выпускались модификации: Ан-24 «Торос» (1967) и «Нить» (1978) — для ледовой разведки; Ан-24ПС (поисково-спасательный, 1968) — для оказания помощи экипажам самолётов и вертолётов, терпящих бедствие на суше и на море; Ан-24ЛП (лесопожарный, 1972) — для ведения патрульной службы и доставки к месту пожара парашютистов с необходимым оборудованием; Ан-24УШ (учебно-штурманский, 1970), Ан-24ШТ (1969) — административный вариант; Ан-24Т (1965) — грузовой самолёт с люком в нижней задней части фюзеляжа и др. (всего 29 модификаций). Ввод в эксплуатацию самолёта позволил расширить сеть местных воздушных линий средней и малой протяжённости. На Ан-24 достигнут ресурс в 35 тысяч полётов или 50 тысяч ч. 218 самолётов Ан-24 экспортировано в 23 страны. На самолёте установлен 71 мировой рекорд. Базовый Ан-24 послужил основой для создания ряда модификаций, имеющих самостоятельное назначение — АН-26, Ан-30 и Ан-32.

Ан-30 (первый полёт в 1967) создан в творческом содружестве с КБ Г. М. Бериева и предназначен для аэрофотосъёмки и других видов работ. В отличие от Ан-24 в носовой части Ан-30 оборудована застекленная кабина штурмана, а в фюзеляже над фотолюками установлено пять аэрофотоаппаратов для плановой и перспективной съёмок в масштабах от 1:5000 до 1:200000. Оборудовано помещение для обработки фотоматериалов. Самолёт позволяет производить аэрофотосъёмку непрерывно в течение 5 ч, фотографируя за 1 ч 5000 км<sup>2</sup> земной поверхности. Ан-

30 экспортирован в 7 стран. Ан-30М — вариант серийного аэрофотосъёмочного самолёта — предназначен для защиты какой-либо территории или объекта, например, крупного промышленного города, от чрезмерных атмосферных осадков путём обработки облаков гранулированной углекислотой или йодистым серебром. Самолёт может быть использован и для вызывания атмосферных осадков с целью орошения сельскохозяйственных угодий, увеличения снежного покрова, борьбы с лесными пожарами. На Ан-30М оборудованы рабочие места операторов, установлены контейнеры с метеопатронами и пр.

Одновременно с разработкой самолётов в опытном конструкторском бюро создавались безмоторные летательные аппараты. Планёр-паритель А-9 (1948, рис. 13) — одноместный среднеплан деревянной конструкции. На нём установлены один мировой и 13 всесоюзных рекордов. Построено 100 экземпляров. Планёр-паритель А-10 (1951) — двухместный среднеплан деревянной конструкции (пассажир располагается спиной к лётчику). На нём установлены 4 мировых и 7 всесоюзных рекордов. Тренировочный планёр-паритель А-11 (1957) — одноместный цельнометаллический среднеплан с V-образным оперением. Построено 200 экземпляров. Планёр для высшего пилотажа А-13 (1957) — одноместный цельнометаллический среднеплан с V-образным оперением, Построено 200 экземпляров. Планёр-паритель А-15 (1960, рис. 14) — одноместный цельнометаллический среднеплан с V-образным оперением. На нём установлены 4 мировых и 26 всесоюзных рекордов. В опытном конструкторском бюро создан ряд дельтапланов: учебно-тренировочный «Славутич-УТ» (1979), «Славутич-спорт» для участия в соревнованиях (1980), моторизованный «Славутич-мото» (1982).

*Лит.:* Самолеты конструкции О. К. Антонова, Киев, 1977; Антонов О. К., Десять раз сначала, 3 изд., Киев, 1981; его же, Планеры, Самолеты, Киев, 1990.

*Л. М. Гацуц.*

Рис. 1. Эмблема самолетов марки Ан

Рис. 2. Ан-2

Рис. 3. Ан-8

Рис. 4. Ан-10

Рис. 5. Ан-22 «Антон»

Рис. 6. Ан-32

Рис. 7. Ан-72

Рис. 8. Ан-124 «Руслан»

Рис. 9. Ан-225 «Мрия»

Рис. 10. Ан-14

Рис. 11. Ан-28

Рис. 12. Ан-24

Рис. 13. А-9

Рис. 14. А-15

Рис. 15. Транспортный самолёт Ан-225

Табл. 1 — Транспортные самолёты Киевского механического завода им. О. К. Антонова

Основные данные	Ан-8	Ан-12	Ан-22	Ак-26	Ан-32	Ан-72	Ан-124	Ан-225
Первым полёт, год	1956	1957	1965	1969	1976	1977	1982	1988
Начало серийного производства, год	1958	1959	1968	1970	1982	1984	1984	-
Число, тип и марка двигателей	2 ТВД АИ-20Д	4 ТВД АИ-20М	4 ТВД НК-12МА	2 ТВД АИ-24ВТ + + 1 ТРД РУ 19-300	2 ТВД АИ-20М	2 ТРДД Д-36	4 ТРДД Д-18Т	6 ТРДД Д-16Т
Мощность двигателя, кВт	3810	3130	11000	2070	3130	-	-	-
Тяга двигателя, кН	-	-	-	8*	-	63,7	230	230
Длина самолёта, м	30,74	33,1	57,3	23,8	23,8	28,07	69,1	84
Высота самолёта, м	10,04	10,53	12,5	8,6	8,6	8,25	21,1	18,1
Размах крыла, м	37	38	64,4	29,2	29,2	31,81	73,6	88,4
Площадь крыла, м <sup>2</sup>	117,2	121,73	345	74,98	74,98	99	628	905
Диаметр фюзеляжа, м	-	4,1	6	2,9	2,9	3,1	-	-
Колея шасси, м	4,45	5,42	7,95	7,9	7,9	4,15	8	8

Размеры грузовой кабины, м:								
длина	11	13,5	33	11,5	12,5	10,5	36,5	43,3
ширина	3.6	3,5	4,4	2,78	2,78	2,15	6,4	6,4
высота	2,9	2,6	4,4	1,84	1,8	2,2	4,4	4,4
Взлётная масса, т	38	61	225	24	27	33,5	405	600
Масса снаряжённого самолёта, т	25,6	37,3	120	16	17,8	-	-	-
Максимальная десантная нагрузка, т	11	20	60	5,5	6,7	10	150	250**
Дальность полета при максимальной нагрузке, км	850	750	3100	760	650	1000	4500	4500** *
Десантная нагрузка при увеличенном запасе топлива, т	2,7	10	40	2,8	3,9	7,5	-	-
Дальность полёта при увеличенном запасе топлива, км	4400	3350	5250	2220	2100	2000	-	-
Максимальная дальность полёта, км	-	-	9000	-	-	-	-	14700
Крейсерская скорость, км/ч	520	550	550	420	500	720	800— 850	700— 860
Экипаж, чел.	5	6	6	5	5	3	6	6

--	--	--	--	--	--	--	--	--

\* Для повышения ресурса двигателя максимальная тяга (8,83 кН) не используется.

\*\* Коммерческая нагрузка. \*\*\* При коммерческой нагрузке 200 т внутри фюзеляжа.

Таблица 2 — Многоцелевые и пассажирские самолеты Киевского механического завода имени О. К. Антонова

Основные данные	Многоцелевые			Пассажирские	
	Ан-2	АН-14	Ан-28	Ан-10	Ан-24
Первый полёт, год	1947	1958	1975	1957	1959
Начало серийного производства, год	1949	1965	1984	1959	1962
Число, тип и марка двигателей	1 ПД АШ-62ИР	2 ПД АИ-14ЧР	2 ТВД ТВД-10Б	4 ТВД АИ-20К	2 ТВД АИ-24 + 1 ТРД РУ19-300
Мощность двигателя, кВт	735	257	706	2940	1880
Тяга двигателя, кН	-	-	-	-	8*
Длина самолёта, м	12,73	11,31	12,97	34	23,63

Высота самолёта, м	4,13	4,63	4,5	9,03	8,32
Размах крыла, м	18,19	21,99	22,06	38	29,2
Площадь крыла, м <sup>2</sup>	71,5	39,72	39,81	121,73	74,98
Диаметр фюзеляжа, м	-	-	-	4,1	2,9
Колея шасси, м	3,36	3,6	3,54	5,42	7,9
Размеры грузовой кабины, м:					
длина	4,1	3,1	5,3	-	-
ширина	1,6	1,53	1,53	-	-
высота	1,8	1,6	1,6	-	-
Взлетная масса, т	5,5	3,75	6,5	64	21,8
Масса снаряжённого самолёта, т	3,58	2,8	3,92	35,6	14,6
Максимальная коммерческая	1,5	0,72	1,75	14,5	5,3

нагрузка, т					
Дальность полета при максимальной коммерческой нагрузке, км	420	580	515	1800	990
Коммерческая нагрузка при увеличенном запасе топлива, т	1,29	0,55	1,03	9	2,6
Дальность полёта при увеличенном запасе топлива, км	785	1060	1170	3350	2820
Крейсерская скорость, км/ч	180	220	337	580	460
Число пассажиров	12	7	17	100	52
Экипаж, чел	2	1	1	5	3

\* Для повышения ресурса двигателя максимальная тяга (8,83 кН) не используется.

**«Анатра»** — марка самолётов, строившихся на заводе, принадлежавшем А. А. Анатре (одесский банкир и предприниматель, выходец из Италии). Завод в Одессе основан в 1913, в 1917 вступило в строй его отделение в Симферополе. В 1913—1917 выпускались по лицензиям самолёты французских моделей, а с 1915 начали создаваться самолёты собственной разработки, получившие название «А.». Наиболее распространённым из них (около 240 экземпляров) был двухместный разведывательный самолёт «А.-Д» (первый полёт в 1915, см. рис. в табл. VII), применявшийся в Первой мировой и Гражданской войнах. Он строился в нескольких вариантах с двигателями мощностью от 73;5 до 118 кВт, оснащался задней шкворневой пулемётной установкой и мог брать 25—30 кг бомб. Максимальная скорость 132—153 км/ч, потолок 4000—4400 м.

**ангар** (французское hangar) — сооружение для технического обслуживания и ремонта летательных аппаратов. Первые в СССР металлические А. пролетом 36—45 м (современные А. — до 100 м и более) построены в конце 20-х гг. Различают А. туннельные и тупиковые, капитальные, сборно-

разборные и пневмокаркасные, одно-, двух- и многосекционные. Могут иметь пристройки для производственных, административных и бытовых помещений. Естественное освещение осуществляется зенитными фонарями (площадь до 25% площади **А.**). **А.** имеют автоматические ворота с поступательным или складывающимся (гармоникообразным) перемещением полотнищ (скорость от 0,1 до 0,5 м/с); оборудуются кран-балками (грузоподъёмностью до 40 т), доками с многоярусными платформами, стремянками и т. д. За рубежом применяются подвижные площадки, подвешенные к фермам перекрытий.

**Андреев** Евгений Николаевич (р. 1926) — советский парашютист, полковник, заслуженный мастер спорта СССР (1963), заслуженный парашютист-испытатель СССР (1985), Герой Советского Союза (1962). Окончил Воздушно-десантное училище в Алма-Ате (1955). В 1947—1986 испытатель парашютов и катапультных установок в научно-исследовательском институте военно-воздушных сил. Испытал свыше 200 парашютных систем, участвовал в испытании средств аварийного покидания летательного аппарата, скафандров. Прыгал с летательных аппаратов свыше 50 типов (самолёты, планеры, аэростаты). Совершил около 4800 прыжков с парашютом, в том числе 8 рекордных. Единственный парашютист, который выполнил прыжок с высоты около 25,5 км (1962), Награжден орденами Ленина, Красной Звезды, медалями.

**Е. Н. Андреев.**

**Андрианов** Василий Иванович (р. 1920) — советский лётчик, генерал-майор авиации (1971), дважды Герой Советского Союза (1944, 1945). Окончил Пермскую военную авиационную школу лётчиков (1943), Военно-воздушную академию (1950; ныне имени Ю. А. Гагарина), Военную академию Генштаба Вооружённых Сил СССР (1961). Участник Великой Отечественной войны. В ходе войны был лётчиком-штурмовиком, командиром звена, командиром эскадрильи штурмового авиаполка. Совершил 177 боевых вылетов. После войны на преподавательской работе. Награждён орденом Ленина, 3 орденами Красного Знамени, орденом Александра Невского, 2 орденами Отечества, войны 1-й степени, орденами Красной Звезды, «За службу Родине в Вооружённых Силах СССР» 3-й степени, Славы 3-й степени, медалями. Бронзовый бюст в поселке Сонково Тверской области.

**В. И. Андрианов.**

**анемометр** (от греческого  $\{\{\acute{\alpha}\}\}$ nemos — ветер и metr $\{\{\acute{\epsilon}\}\}$ o — измеряю) — см. в статье *Метеорологические приборы и оборудование.*

**анеморумбометр** [от греческого  $\{\{\acute{\alpha}\}\}$ nemos — ветер, слова «румб» (от греческого rh $\{\{\acute{\omicron}\}\}$ mbos — юла, волчок, круговое движение, ромб) и metr $\{\{\acute{\epsilon}\}\}$ o — измеряю] — см. в статье *Метеорологические приборы и оборудование.*

**Анзани** (Anzani) Александр (1877—1956) — французский конструктор авиадвигателей. По национальности итальянец. Известный вело- и автогонщик **А.** проектировал и выпускал двигатели собственной конструкции (в том числе авиационные воздушные охлаждения радиальной схемы), применявшиеся в ряде стран. Самолёт Л. Блерио, перелетевший через пролив Ла-Манш в 1909, был оснащён одним из первых поршневых двигателей воздушного охлаждения (трёхцилиндровым, мощностью 18,4 кВт) конструкции **А.** Организовал производство своих двигателей и в Великобритании. Французская фирма «Анзани мотёр д'авнасьон» (Anzani Moteurs d'Aviation), выпускавшая ряд моделей поршневых двигателей мощностью до 550 кВт, в конце 1920-х гг. поглощена авиационной фирмой «Потез».

**аноксия** (от греческого an- — отрицательная приставка и новолатинского oxygenium — кислород) — кислородное голодание, отсутствие кислорода в организме, отдельных органах, тканях или крови (аноксемия). **А.** наступает, в частности, при длительном нахождении человека в условиях значительного понижения давления воздуха (например, в условиях полёта). Полная **А.** приводит к смерти. Как синоним **А.** иногда используется термин *гипоксии* (при определенной

степени А.).

**Анопов** Борис Андрианович (1915—1986) — советский лётчик, заслуженный пилот СССР (1963), Герой Социалистического Труда (1963). После окончания Батайского авиационного училища ГВФ (1939) на лётной работе в Московском управлении ГВФ (пилот, командир отряда, заместитель командира Быковской авиагруппы по лётной части). Участник Великой Отечественной войны. В 1954—1976 работал в Государственном научно-исследовательском институте гражданской авиации лётчиком-испытателем, командир лётно-испытательной части, заместитель начальника института по лётной службе. Провёл государственные испытания самолётов Ил-62, Ту-154 и вертолёта Ми-2, на котором в 1963 установил мировой рекорд скорости полёта. Освоил более 30 типов самолётов и вертолетов. Награждён орденами Ленина, Красного Знамени, Отечества, войны 1-й и 2-й степени, 2 орденами «Знак Почёта», медалями.

### Б. А. Анопов

**Анохин** Сергей Николаевич (1910—1986) — советский лётчик-испытатель, полковник, заслуженный лётчик-испытатель СССР (1959), заслуженный мастер спорта СССР (1950), Герой Советского Союза (1953). Участник Великой Отечественной войны. Окончил Высшую лётно-планёрную школу в Коктебеле (1930), Центральную лётную школу имени Осоавнахима (1932). Работал в лётно-исследовательском институте. Проводил испытания самолётов на перевёрнутый штопор; взлёта МиГ-19 с катапульты; самолёта на флаттер (в одном из полётов самолёт разрушился). Выполнял полёты на достижение сверхзвуковой скорости при пикировании на МиГ-15, искусственной невесомости на Ту-104, на штопор тяжёлых самолётов. Испытывал в полёте беспилотные летательные аппараты (самолёты-снаряды), планёр «Крылья танка». Инструктор-методист по подготовке космонавтов. Государственная премия СССР (1953). Награждён 3 орденами Ленина, 2 орденами Красного Знамени, 3 орденами Отечественной войны 1-й степени, орденом Красной Звезды, медалями.

### С. Н. Анохин.

**«Ансетт»** (Ansett Airlines) — авиакомпания Австралии. Осуществляет внутренние перевозки. Основана в 1936. В 1989 перевезла 4,33 миллиона пассажиров, *пассажирооборот* 4,55 миллиардов пассажиро-км. Авиационный парк — 46 самолётов.

**Ант** — марка самолётов, созданных опытным конструкторским бюро *А. Н. Туполева* до 1942. См. *Ту*.

**«Анте́й»** — название транспортного самолёта Ан-22.

**антенна** (от латинского antenna — рея) **самолётная** — устройство для излучения или (и) приёма радиоволн. Число **А.** различного назначения на борту современного самолёта достигает 50 и более. Устанавливаются **А.**, работающие в средневолновом, коротковолновом, метровом, дециметровом диапазонах радиоволн. С 50-х гг. в бортовых радиотехнических системах стал широко использоваться СВЧ диапазон. В этом диапазоне проще обеспечить формирование узких диаграмм направленности с шириной луча в единицы и доли градуса и коэффициент усиления, достигающим десятков тысяч. Это позволило использовать бортовые СВЧ **А.** в прицельных, навигационных и метеорологических радиолокаторах, в радионавигационных системах, в пеленгационных радиотехнических системах прицеливания и обнаружения облучения самолёта со стороны наземных и бортовых радиолокационных станций противника, в системах постановки радиопомех и для другие целей.

По конструкции различают СВЧ **А.**: простейшие рупорные и штыревые неподвижные, зеркальные с механическим сканированием луча, *фазированные антенные решётки* с электронным сканированием луча, сканирующие и неподвижные линзовые, щелевые и др.

Конструкции **А.** дальней радиосвязи в коротковолновом диапазоне, применяемые на самолётах в

70—80-е гг., основаны на возбуждении кия, который излучает энергию аналогично вертикальному вибратору. Широко используются в этом диапазоне так называемые **А.** верхнего питания, работающие на основе возбуждения изолированной части кия. С 80-х гг. на самолётах устанавливаются **А.** с возбудителями пазового и шлейфового типов; применяются также магнитоводно-щелевые возбудители.

Для самолётных радиостанций метрового и дециметрового диапазонов широко используются вертикальные вибраторы штыревого типа, устанавливаемые на поверхности фюзеляжа. Но они создают дополнительное аэродинамическое сопротивление. Поэтому с 70—80-х гг. на некоторых отечественных самолётах стали применяться невыступающие плоскоёмкостные **А.** Для средств навигации и посадки (диапазон 660—1100 МГц) широко используются вибраторные антенны с вертикальной поляризацией. На самолётах 80-х гг. наряду с такими **А.** стали применяться невыступающие кольцевые щелевые **А.**

С целью снижения массы, аэродинамического сопротивления и т. п. осуществляется комплексирование **А.** (например, в одной конструкции объединяются несколько **А.** различных диапазонов радиоволн).

*В. Я. Чесноков. Н. Г. Круглов.*

**антидемпфирование аэродинамическое** — увеличение амплитуды угловых колебаний летательного аппарата относительно центра масс за счёт дополнительных *аэродинамических сил и моментов*, возникающих из-за изменения потока, обтекающего его *несущие поверхности*. **А.** связано с возникновением срыва потока, на крыле, оперении, перестроением неустойчивой вихревой структуры (см. *Крыла теория*) и системы скачков уплотнения на несущих поверхностях. Эти факторы приводят к сдвигу в зависимостях аэродинамических сил и моментов по фазе относительно колебаний летательного аппарата. Сдвиг по фазе может быть пропорциональным приведённым частотам  $\{\{\omega\}\}_i$  колебаний вокруг осей летательного аппарата ( $\{\{\omega\}\}_i = \omega_i L/V$ ,  $\{\{\omega\}\}_i$  — частота вращения летательного аппарата вокруг оси *i-x, y, z*; *L* — характерный размер; *V* — скорость центра масс летательного аппарата), приведённым скоростям  $\{\{\bar{a}\}\}$ ,  $\{\{\beta\}\}$ , изменения угла атаки  $\bar{a}$  и угла скольжения  $\{\{\beta\}\}$  ( $\{i(a = ab. /V, a. = da/dt; p—p/V, \beta = rfp/d;\}$   $\{\{\beta\}\}_A$  — средняя аэродинамическая хорда.  $\{\{/}\}$  — размах крыла), а также может быть связанным с перестроением потока при пороговых значениях углов  $\{\{\alpha\}\}$  и  $\{\{\beta\}\}$  и Маха числа полёта  $M\{\{\infty\}\}$ . Возникновение и развитие **А.** на компоновке летательного аппарата в целом может быть обусловлено не только крылом, но и горизонтальным оперением. Так, неустойчивое отрывное течение в области горизонтального оперения при больших углах атаки может привести к возникновению отрицательных *вращательных производных* нестационарной подъёмной силы горизонтального оперения ( $\{\{c_{z,\gamma} + c'' < 0,\}\}$   $C_y$  — коэффициент подъёмной силы), что вызывает антидемпфирование. Потеря демпфирования крена  $\{\{отг-г\}\} > 0$  связана с резким уменьшением несущих свойств одной из консолей крыла вследствие срыва потока в её концевых сечениях. В противоположность *аэродинамическому демпфированию А.* характеризуется положительными значениями вращательных производных  $\{\{m^{z-\lambda}mf\}\}$  (см. рис.) и  $\{\{m^+ + m_{jj}\}\}$   $\{\{m^{?*\}\}\}$ , где  $m_i$  — *аэродинамические коэффициенты* моментов,  $m_i^A = dm_i/dA$  или неоднозначной зависимостью моментов от углов атаки и скольжения (см. *Гистерезис*).

*Г. И. Столяров.*

**Зависимость суммарной вращательной производной  $\{\{/\gamma E = \tau \gamma' + \tau \gamma\}\}$  от числа  $M\{\{\infty\}\}$  для модели самолёта с крылом большого удлинения: точки — эксперимент, область антидемпфирования заштрихована.**

**Антипов** Юрий Александрович (р. 1915) — советский лётчик-испытатель, полковник, заслуженный лётчик-испытатель СССР (1959), Герой Советского Союза (1957). Окончил Московскую планёрную школу (1932), лётную школу при авиационном заводе №1 имени Авиахима (1933), Академические курсы при Военной академии командного и штурманского

состава (1943; ныне Военно-воздушная академия имени Ю. А. Гагарина). Работал в научно-исследовательском институте военно-воздушных сил. Участник Великой Отечественной войны. Совершил свыше 180 боевых вылетов, сбил 7 самолётов противника. Проводил государственные испытания истребителей (МиГ, Ла, Су, Як), в том числе Як-3, МиГ-9, МиГ-15, перехватчика И-320. Летал на самолётах и вертолётах 203 типов. Награждён 3 орденами Ленина, 4 орденами Красного Знамени, орденами Отечественной войны 1-й и 2-й степеней, Красной Звезды, медалями.

**Ю. А. Антипов**

**антисимметричное крыло** — целиком поворотное крыло с центральным расположением шарнира и вертикальной осью поворота. При повороте такое крыло будет антисимметричным относительно плоскости симметрии самолёта (см. рис.), отсюда его название. При малых скоростях полёта **А. к.** устанавливается под нулевым углом поворота для получения максимальных несущих свойств. По мере увеличения скорости полёта крыло поворачивается и устанавливается в соответствующее заданному крейсерскому режиму оптимальное положение (оптимальный угол стреловидности) для обеспечения максимального значения *аэродинамического качества* ( $K_{\max}$ ) на этом режиме. Ряд особенностей компоновки летательных аппаратов с **А. к.** обусловлен её несимметрией. При околозвуковых скоростях полёта (Маха число полёта  $M_{\infty} = 0,9—1,1$ ) компоновка с **А. к.** имеет более благоприятное распределение площадей поперечных сечений по длине фюзеляжа и, следовательно, меньшее *волновое сопротивление* (см. *Площадей правило*), чем компоновка с симметричным крылом прямой или обратной стреловидности. В отличие от освоенных компоновок с симметричным крылом изменяемой стреловидности (см. *Самолёт с крылом изменяемой в полёте стреловидности*) для компоновки с **А. к.** изменение угла поворота практически не влияет на положение фокуса аэродинамического, и поэтому для такой компоновки не требуется наличия развитого неподвижного центроплана. В результате **А. к.** при одинаковом размахе может иметь большее удлинение и, следовательно, большее значение  $K_{\max}$  и лучшие несущие свойства. Симметричное отклонение закрылков на **А. к.** может быть использовано для создания приращения подъёмной силы практически без изменения момента *тангажа*. В то же время отклонение элеронов может приводить к заметным приращениям момента тангажа. Кроме того, передняя консоль реального упругого крыла имеет большую нагрузку, чем задняя; хвостовое оперение оказывается расположенным в несимметричном поле скоростей из-за *скосов потока* за **А. к.** Основным же недостатком **А. к.** является возможность *дивергенции* передней консоли крыла, как и у крыла обратной стреловидности.

В США в начале 80-х гг. проходил лётные испытания экспериментальный самолёт с **А. к.**

*Л. Е. Васильев.*

**Самолёт с антисимметричным крылом.**

**антициклон** (от греческого anti- — против и циклон) — область в атмосфере, характеризующаяся высоким *атмосферным давлением*. Давление максимально в центре **А.** и убывает к периферии. Изобарические поверхности (поверхности равного давления) в **А.** обращены выпуклостью вверх. Линии равного давления (изобары) замкнуты и имеют примерно овальную форму.

**А.** развиваются в тропосфере и наряду с циклонами являются частями общей атмосферной циркуляции. В начале развития **А.** подвижен — движется с запада на восток со скоростью 30—40 км/ч, смещаясь к низким широтам; по мере развития (его размеры в поперечнике могут достигать 1—2 и более тысяч км) становится малоподвижным. В Северном полушарии, где движущийся воздух отклоняется от направления барического градиента вправо (под действием вращения Земли), движение воздуха в системе **А.** происходит по часовой стрелке, в Южном полушарии — против. В нижнем приземном слое атмосферы толщиной в среднем около 1000 м (так называемом слое трения) угол отклонения ветра от направления барического градиента меньше прямого, поэтому линии тока имеют форму спиралей, расходящихся от центра **А.** (выше слоя трения линии тока приблизительно совпадают с изобарами). Возникающее растекание

воздуха из нижней части **А.** сопровождается его втеканием в верхнюю часть **А.** и обуславливает медленное адиабатическое опускание воздуха из верхней части **А.** в нижнюю. При этом воздух адиабатно нагревается и его относительная влажность снижается. Поэтому температура тропосферы в **А.** повышена (только над самой поверхностью суши зимой она может быть очень низкой), облачность мала, осадки, как правило, отсутствуют. По мере развития **А.** и повышения в нем температуры растёт и высота **А.**: замкнутые изобары обнаруживаются на всё более высоких уровнях в тропосфере и в нижней стратосфере. Летом на высотах 15—50 км возникают и развиваются обширные стратосферные **А.** с центром над полюсом.

*С. С. Гайгеров.*

**Антонов** Олег Константинович (1906—1984) — советский авиаконструктор, академик АН СССР (1981), Герой Социалистического Труда (1966). **А.** — один из основателей советского планеризма. В юношеские и студенческие годы разработал учебные планеры ОКА-1, -2, -3, «Стандарт-1, -2», планёр-паритель «Город Ленина». После окончания Ленинградского политехнического института (1930) — начальник планёрного КБ Осоавиахима в Москве, в 1933—1938 главный конструктор планёрного завода в Тушине. Создал около 30 типов планеров, а том числе серийные учебные УПАР (выпущено 800 экземпляров), Ус-3 (выпущено 1600 экземпляров), Ус-4 (выпущено 3000 экземпляров), БС-3, -4, -5; спортивные «Рот-Фронт-1, -2, -3, -4, -5, -6, -7»; экспериментальные ИП, РЭ, М, БА-1. На 6 тысяч планеров, построенных заводом, прошли обучение свыше 150 тысяч лётчиков. В 1938—1940 **А.** работал ведущим инженером в опытном конструкторском бюро А. С. Яковлева. В 1940—1941 работал на заводе «Красный лётчик» над лёгким связным самолётом, руководил внедрением его в серию на заводе в Каунасе. Затем, будучи главным инженером планёрного управления Народный комиссариат авиационной промышленности, организовал производство своего грузового и десантного планёра А-7 (в годы Великой Отечественной войны их было выпущено 600 экземпляров). В 1943—1946 **А.** 1-й заместитель главного конструктора в опытном конструкторском бюро Яковлева, в 1945—1946 начальник филиала этого опытном конструкторского бюро в Новосибирске. С 1946 главный конструктор вновь организованного опытном конструкторского бюро (переведённого в 1952 в Киев), в 1967—1984 генеральный конструктор.

В послевоенные годы под руководством **А.** созданы: специальные транспортные самолёты (Ан-8, Ан-12, Ан-22, Ан-26, Ан-32, Ан-72, Ан-124) для решения задач военно-транспортной авиации, воздушно-десантных войск и обеспечения грузовых перевозок Аэрофлота; многоцелевые (Ан-2, Ан-14, Ан-28), отличающиеся способностью базироваться на неподготовленных площадках длиной до 550 м; пассажирские (Ан-10, Ан-24-), обладающие высокой экономичностью перевозок; цельнометаллические планеры Ан-11, Ан-13, Ан-15 и дельтапланы «Славутич». Под его руководством разработана система автоматизированного проектирования транспортных самолётов, внедрены клеесварные соединения и композиционные материалы, развиты методы авиастроительной экономики. С 1977 заведующий кафедрой Харьковского авиационного института (с 1978 профессор). Депутат Верховного Совета СССР с 1958. Золотая медаль имени А. Н. Туполева (1979). Ленинская премия (1962), Государственная премия СССР (1952). Награждён 3 орденами Ленина, орденами Октябрьской Революции, Отечественной войны 1-й степени. Трудового Красного Знамени, медалями. В его честь учреждён диплом Международной авиационной федерации (см. *Награды Международной авиационной федерации*). Имя **А.** присвоено Киевскому механическому заводу. См. статью *АН*.

*Соч.:* Десять раз сначала, 3 изд., Киев, 1981.

*Лит.:* Олег Константинович Антонов, Киев, 1982; **Моисеев В. А.**, Союз крылатых, Киев, 1989.

**О. К. Антонов.**

**«Антуанетт»** (Antoinette) — обозначение самолётов и авиационных двигателей, созданных одним из французских пионеров авиации Л. Левавассёром (Levavasseur). Одним из первых удачных

самолётов монопланной схемы был «Антуанетт» IV (рис. в табл. III).

**аппарат на воздушной подушке** — транспортное средство для движения по суше, воде, специальным путям, использующее воздушную подушку (см. *Шасси на воздушной подушке*) как средство создания подъёмной силы для отрыва аппарата от опорной поверхности или разгрузки его наземного движителя. Воздушная подушка уменьшает сопротивление движению или давление аппарату на грунт и, как следствие, повышает его скорость, проходимость, грузоподъёмность. По характеру передвижения различают **А. на в. п.** самоходные и несамоходные (буксируемые); по положению относительно опорной поверхности — без контакта с ней (амфибийные суда и наземные машины), с контактом (скеговые суда, а также наземные машины с частичной разгрузкой наземного движителя) и бесконтактно-рельсовые (поезда на воздушной подушке). Самоходные бесконтактные **А. на в. п.** относятся к классу летательных аппаратов и снабжаются необходимыми устройствами для стабилизации движения и управления полётом. В качестве движителей в самоходных бесконтактных аппаратах используются воздушные винты и газотурбинные двигатели, в самоходных контактных — гребные винты, водомёты, шнеки, колёса, гусеницы, а в самоходных бесконтактно-рельсовых — газотурбинные двигатели и линейные электрические двигатели. Максимальная скорость движения самоходных контактных **А. на в. п.** 45—75 км/ч, бесконтактных — 100—150 км/ч, бесконтактно-рельсовых — до 150 км/ч. Бесконтактные **А. на в. п.** используют для перевозки пассажиров и грузов, военных целей (патрулирование, десантирование живой силы и техники и т. п.), выполнения транспортно-технологических операций при освоении природных богатств в условиях бездорожья (геологоразведочные работы, строительство магистральных газо- и нефтепроводов, монтаж буровых установок), перевозки крупногабаритных тяжёлых (до 100 т и более) грузов, распыления на полях минеральных удобрений и средств химической защиты растений.

*К. П. Вашкевич.*

**аппарат с несущим корпусом** — летательный аппарат, у которого аэродинамическая подъёмная сила в основном создаётся его корпусом (крыло отсутствует или занимает небольшую часть от площади летательного аппарата в плане). Рассматривалось применение летательных аппаратов такой схемы в качестве возвращаемой орбитальной ступени космического корабля многоразового использования. В этой роли **А. с н. к.** занимают по своим характеристикам промежуточное положение между баллистическими и крылатыми летательными аппаратами. Уровень *аэродинамического качества* позволяет им в определенных пределах маневрировать в атмосфере (в том числе в боковом направлении) без затрат топлива и производить посадку в заданном районе. Для исследования проблем заключительных этапов полёта орбитальной ступени в атмосфере в СССР и США был построен ряд экспериментальных беспилотных и пилотируемых **А. с н. к.** Беспилотные **А. с н. к.** предназначались для исследования проблем входа в атмосферу на больших (гиперзвуковых) скоростях, запускались на большие высоты с помощью ракет, на заключительном этапе спуска приземлялись на парашютах. Пилотируемые **А. с н. к.**, например Мартин Мариетта Х-24В (США; см. рис. в таблице XXXVI), сбрасывались с самолёта-носителя, могли дополнительно разогнаться и набрать высоту с помощью жидкостного ракетного двигателя и совершать планирующий спуск и горизонтальную посадку с выключенным двигателем, при этом оценивались устойчивость и управляемость летательного аппарата и их посадочные характеристики.

Ар-2 — бомбардировщик конструкции *А. А. Архангельского*, дальнейшее развитие скоростного бомбардировщика *СБ*. Были установлены более мощные двигатели (М-105Р мощностью по 809 кВт), уменьшены размеры крыла и оперения, улучшена форма мотогондол, вместо лобовых радиаторов системы охлаждения двигателей применены крыльевые и т. д. Скорость возросла примерно на 60 км/ч и достигла 480 км/ч. Вооружение — 3 пулемёта ШКАС (один верхний и один нижний у стрелка-радиста и один у штурмана); бомбовая нагрузка до 600 кг (при наружной подвеске до 1500 кг). Установка аэродинамических тормозных решёток под крылом позволила применять Ар-2 и в качестве пикирующего бомбардировщика. В 1940—1941 самолёт строился

серийно (выпущено около 200 машин) и использовался в начале Великой Отечественной войны. См. рис. в таблице XVII.

**«Арадо»** (Arado Flugzeugwerke GmbH) — самолётостроительная фирма Германии. Образована в 1925. Выпускала учебные, спортивные, транспортные самолёты, гидросамолёты, истребители. С приходом фашистов к власти фирма расширяется и резко увеличивает производство. Выпускаются истребитель-биплан Ar.68 (1934), стандартный учебный самолёт военно-воздушных сил Германии Ar.96 (1939, до 1945 построено 11546), многоцелевой корабельный гидросамолёт Ar.196 (1938 выпущено 430), военно-транспортный самолёт Ar.232 (1942), реактивный бомбардировщик Ar.234 (1943, построено 214, см. рис. 1). В 1945 фирма прекратила существование.

**аренда воздушного судна** — договор, по которому одна сторона (арендодатель) обязуется предоставить другой стороне (арендатору) воздушное судно (с экипажем или без него) в её полное распоряжение во временное пользование за определенную плату. Заключается обычно между авиапредприятиями. Договор **А. в. с.** предусматривает цели использования воздушного судна, ответственность арендатора за порчу или утрату воздушного судна, происшедшие по его вине, его обязанность производить текущий ремонт воздушного судна. Договор предусматривает обычно предоставление определенных услуг, связанных с эксплуатацией арендованного воздушного судна, права и обязанности экипажа и др. Предоставление арендатором воздушного судна в субаренду допускается только с согласия арендодателя. По истечении срока договора арендатор должен возвратить воздушное судно в том состоянии, в каком он его получил, с учётом нормального износа. Арендодатель обязан застраховать воздушное судно (см. *Страхование воздушное*).

В некоторых государствах существуют авиапредприятия, специализирующиеся на заключении и исполнении договоров **А. в. с.** с предоставлением всего комплекса или отдельных видов наземного обслуживания.

**Арести кубок** — переходящий приз, учреждённый *Международной авиационной федерацией* (ФАИ) в 1960 по предложению почётного президента Международной комиссии ФАИ по высшему пилотажу испанского летчика Х. Арести (Aresti), именем которого и назван кубок. **А. к.** изготовлен из золота, серебра, бриллиантов, инкрустирован золотыми медалями и эмблемами национальных аэроклубов. Вручается на чемпионате мира по высшему пилотажу на поршневых самолётах (проводится один раз в два года) лётчику, набравшему наибольшее число очков по сумме четырёх упражнений по программе чемпионата мира. Впервые **А. к.** был вручён в 1970 в Великобритании абсолютному чемпиону мира И. Н. Егорову (СССР). В 1972 кубок завоевал Ч. Хиллард (Hillard, США), в 1974 чемпионат не проводился, в 1976 — В. С. Лецко (СССР), в 1978 — И. Тучек (Тисек, Чехословакия), в 1980 — Л. Лауденслейгер (Loudenslager, США), в 1982 — В. В. Смолин (СССР), в 1984 и 1986 — П. Ирмус (Irmus, Чехословакия), в 1988 — Г. Хейг (Haigh, США), в 1990 — К. Бессьер (Bessiere, Франция). В соответствии с утверждённым положением **А. к.** является национальным достоянием Испании.

**Аржаников** Николай Сергеевич (1905—1982) — советский учёный в области аэродинамики, профессор (1935), заслуженный деятель науки РСФСР (1955). Окончил Московский государственный университет (1926). В 1929—1931 работал в Центральном аэрогидродинамическом институте, в 1939—1940 первый заместитель начальника Центрального аэрогидродинамического института. В 1930—1982 — в Московском авиационном институте, где был деканом самолётостроительного факультета, заместитель директора по учебно-научной работе, заведующим многими кафедрами. В 1943—1946 в Народном комиссариате авиационной промышленности СССР, затем (до 1956) начальник Главного управления Министерства высшего и среднего специального образования СССР. Награждён орденом Октябрьской Революции, 2 орденами Трудового Красного Знамени, орденами Дружбы народов, «Знак Почёта», медалями.

Н. С. Аржаников

**арктическая воздушная экспедиция 1937.** 13 февраля 1936 Политбюро ЦК ВКП(б) приняло решение об организации в Арктике дрейфующей научной станции, предназначенной для проведения океанографических, метеорологических и геофизических исследований в интересах народно-хозяйственного освоения Крайнего Севера (в том числе судоходства по Северному морскому пути), обеспечения планировавшихся трансарктических перелётов советских самолётов и т. п. После рассмотрения различных способов доставки на Северный полюс полярников и грузов был принят вариант транспортировки их самолётами с посадкой на лёд. Начальником первой советской высокоширотной экспедиции «Север-1» был назначен академик О. Ю. Шмидт, его заместитель — *М. И. Швелёв* (начальник Управления полярной авиации Главсевморпути). Начальником полярной станции «Северный полюс-1» был утверждён И. Д. Папанин; в персонал станции были также включены гидролог и гидробиолог П. П. Ширшов, геофизик и астроном Е. К. Фёдоров, радист Э. Т. Кренкель. В качестве транспортного самолётов выбрали АНТ-6 А. Н. Туполева (см. *Ту*), отвечавшие необходимым требованиям по грузоподъёмности и дальности полёта. 4 таких самолёта, названных «Авиаарктика», были доработаны применительно к арктическим условиям (кабины экипажа сделали закрытыми, улучшили герметизацию самолёта и т. д.). Самолёты оснастили усовершенствованным радиосвязным оборудованием; кроме того, ввиду ненадёжной работы магнитных компасов в высоких широтах (из-за близости Северного магнитного полюса) дополнительно установили астрономические навигационные средства и только ещё начавшие находить применение радиоконпасы. Командиром лётного отряда и флагманского АНТ-6 (бортовой № Н-170) был назначен *М. В. Водопьянов*. Командиры других машин: *В. С. Молоков* (Н-171), *А. Д. Алексеев* (Н-172). *И. П. Мазурук* (Н-169). Для разведки погоды и ледовой обстановки в отряд включили также двухдвигательный самолёт АНТ-7 (Н-166, командир *П. Г. Головин*). Исходная база для броска на полюс была организована на о. Рудольфа (архипелаг Земля Франца-Иосифа), расположенном у  $82^{\circ}$  с.ш. (в 900 км от Северного полюса). Туда заблаговременно по морю доставили запасы горючего и продовольствия, был установлен радиомаяк и подготовлен аэродром. Перебазирование отряда самолётов из Москвы на о. Рудольфа ввиду неблагоприятных погодных условий и весенней распутицы на промежуточных аэродромах заняло около месяца (с 22 марта по 19 апреля 1937). Летели с посадками в Холмогорах (здесь на самолетах колёсное шасси заменили лыжами), Нарьян-Маре и на полярной станции Маточкин Шар. На о. Рудольфа снова продолжалось вынужденное ожидание лётной погоды. 5 мая во время очередного разведывательного полёта Головин со своим экипажем АНТ-7 (штурман А. С. Волков, радист Н. Н. Стромиллов, механики Н. Л. Кекушев и В. Д. Терентиев) пролетел над полюсом и вернулся на базу (это был первый полёт советского самолёта над Северным полюсом). Флагманский корабль стартовал 21 мая и в 11 ч 35 мин совершил посадку в районе Северного полюса. Первыми советскими людьми, вступившими на полюс, были командир корабля Водопьянов, флаг-штурман экспедиции *И. Т. Спирин*, второй пилот *М. С. Бабушкин*, старший механик Ф. И. Бассейн, механики П. П. Петенин и К. И. Морозов, бортрадист С. А. Иванов, Шмидт, Папанин, Фёдоров, Ширшов, Кренкель и кинооператор М. Я. Трояновский. Остальные АНТ-6 вылетели на исходе 25 мая, но собраться в группу не смогли и пробивались к полюсу поодиночке. Молоков вышел на лагерь и произвёл там посадку 26 мая утром. Алексеев сел недалеко от полюса и от лагеря и перелетел туда 27 мая. В более сложном положении оказался Мазурук, который посадил самолёт на площадку, потребовавшую значительной расчистки для взлёта. Кроме того, неполадки в радиоаппаратуре не позволили ему быстро установить связь с лагерем и другими полярными станциями. Он прилетел в лагерь 5 июня. 6 июня состоялось торжественное открытие станции «Северный полюс-1», в тот же день самолёты, доставившие на полюс зимовщиков и 10 т грузов, отправились в обратный путь по маршруту Северный полюс — о. Рудольфа (там остался самолёт Мазурука для оказания при необходимости помощи папанинцам) — Амдерма — Архангельск — Москва. 25 июня участников воздушной экспедиции торжественно встречали на центральном аэродроме столицы. 27 июня Папанину, Шмидту, Швелёву, Спирину, Алексееву, Мазуруку, Головину, Бабушкину было присвоено звание Героя Советского Союза; Водопьянов и Молоков, удостоенные этого звания в 1934 за спасение челюскинцев (см. *Челюскинская эпопея*), были награждены вторым орденом Ленина. Орденом Ленина были награждены также Кренкель, Фёдоров, Ширшов. Государственные награды получили

и другие участники экспедиции. Полярная станция «Северный полюс-1» выполнила поставленные задачи, в том числе участвовала в метеорологическом обеспечении перелётов экипажей *В. П. Чкалова* и *М. М. Громова* через Северный полюс в Америку, а также последнего полёта экипажа *С. А. Леваневского* и экипажей, участвовавших в поисках его самолёта. Папанинцев сняли с льдины моряки ледокольных пароходов «Таймыр» и «Мурман» 19 февраля 1938 у берегов Гренландии (за 274 суток дрейфа льдина прошла свыше 2500 км).

*В. П. Шенкин.*

Маршрут перелета Москва — Северный полюс.

Самолеты АНТ-6 на Северном полюсе.

Папанинцы провожают самолёты в обратный путь.

Памятная медаль, посвящённая высадке экспедиции *И. Д. Папанина* на Северном полюсе.

**«Армстронг Уитуорт»** (Sir W. O. Armstrong, Whitworth Aircraft, Ltd) — самолётостроительная фирма Великобритании. Образована в 1921 как дочерняя компания крупного кораблестроительного концерна «Армстронг, Уитуорт энд компани» (Sir W. G. Armstrong, Whitworth and Co., Ltd). В 1935 стала дочерней компанией концерна «Хокер Сидли», в 1961 после объединения с фирмой «Глостер» стала называться «Уитуорт Глостер эркрафт» (Whitworth Gloster Aircraft, Ltd). Утратила статус компании и своё название при реорганизации концерна в 1963. К наиболее известным самолётам фирмы относятся истребитель-биплан «Сискин» (первый полёт в 1922, построено свыше 400), разведчик-биплан «Атлас» (1925), тяжёлый бомбардировщик «Уитли» (1936, построено свыше 1800), бомбардировщик и транспортный самолёт «Албемарл» (1943), реактивный палубный истребитель «Си хоук» (1947, конструкция фирмы «Хокер»), пассажирские самолёты «Аталанта» (1932), «Энсайн» (1938), «Аполлон» (1949), реактивные ночные истребители «Метеор» Mk.11 — Mk.14 (1950—1953, построено 575 на основе исходного самолёта фирмы «Глостер»), пассажирский грузовой и военно-транспортный самолёт «Аргоси» (1959).

**арретир** [немецкое Arretier(ung), от французского arreter — останавливать, фиксировать] — устройство для закрепления чувствительного элемента различных приборов в нерабочем положении. Применяется обычно для предохранения чувствительного элемента от повреждений при транспортировке и монтаже. В авиационных гироскопических приборах (гировертикалях, курсовых и инерциальных системах и др.) **А.** применяется также для фиксации рамок карданового подвеса в заданном положении с целью ускорения выхода гироблока в исходное положение.

**Арсеньевское авиационное производственное объединение имени Н. И. Сазыкина** — берёт начало от образованного в 1936 в пос. Семёновка (ныне г. Арсеньев Приморского края) авиаремонтного завода № 116 Дальневосточной воздушной армии. В 1941—1945 завод построил 2935 самолётов УТ-2. В дальнейшем завод, получивший название «Прогресс», выпускал самолёты Як-18, Як-50, Як-55, Ан-14, планёр А-15, аэросани «Север-2» и Ка-30, вертолёт Ми-24. В 1979 на основе завода образовано производственное объединение. Носит имя Николая Ивановича Сазыкина — директора завода в 1959—1976. Предприятие (объединение) награждено орденами Октябрьской Революции (1986), Трудового Красного Знамени (1977).

**Архангельский** Александр Александрович (1892—1978) — советский авиаконструктор, доктор технических наук (1940), Герой Социалистического Труда (1947), заслуженный деятель науки и техники РСФСР (1947). Окончил Московское высшее техническое училище (1918). Учёбу совмещал с работой в аэродинамической лаборатории училища и воздухоплавательном кружке, руководимом *Н. Е. Жуковским*. В 1918—1936 работал в Центральном аэрогидродинамическом институте. Вместе с *Б. С. Стечкиным* спроектировал и построил несколько аэросаней «АРБЕС». После организации в Центральном аэрогидродинамическом институте самолётостроительного КБ *А. Н. Туполева* (см. *Авиационный научно-технический комплекс имени А. Н. Туполева*), куда вошёл

отдел А., он участвовал в проектировании всех самолётов марки АНТ. В 1932 назначен руководителем бригады скоростных самолётов. Ведущий конструктор первого советского фронтового бомбардировщика АНТ-40, или СБ (рис. и таблица XVI), ставшего этапным для советской авиации, и его пассажирского варианта ПС-35. С 1936 руководитель КБ и ответственный за серийную постройку СБ, главный конструктор самолётов Ар-2 (рис. в таблице XVII) и «Б». В 1941 коллектив А. снова влился в КБ А. Н. Туполева. С 1947 А. — первый заместитель главного конструктора. Премия имени Н. Е. Жуковского (1962). Ленинская премия (1957), Государственная премия СССР (1941, 1949, 1952). Награждён 6 орденами Ленина, орденом Октябрьской Революции, 4 орденами Трудового Красного Знамени, 2 орденами Красной Звезды, медалями.

Лит.: Лазарев Л. Л., Коснувшись неба, М., 1983.

### А. А. Архангельский.

**Архимеда закон** — на всякое тело, погружённое в жидкость, действует выталкивающая сила, равная весу вытесненной жидкости. В несколько иной формулировке впервые был установлен древнегреческим учёным Архимедом в III в. до н. э. Доказывается на основе уравнений гидростатики, представляющих собой *Эйлера уравнения* для покоящейся *несжимаемой жидкости* при наличии однородного поля *массовых сил*. Если ось  $z$  декартовой системы координат направить против действия массовых сил, то распределение гидродинамического давления  $p$  в жидкости подчиняется закону:  $p = p_0 - \rho g z$ , где  $g$  — ускорение свободного падения,  $\rho$  — плотность,  $p_0$  — давление на свободной поверхности ( $z = 0$ ). Главный вектор  $\mathbf{P}$  сил гидродинамических давлений, приложенных к твёрдой поверхности  $\mathbf{S}$  тела объемом  $\tau$ , вычисляется по формуле

$$\mathbf{P} = - \int_{\mathbf{S}} \rho \mathbf{n} p dS = - \int_{\tau} \rho \mathbf{grad} p d\tau,$$

где  $\mathbf{n}$  — вектор внешней нормали к  $\mathbf{S}$ . После подстановки в эту формулу выражения для  $p$  и интегрирования приходим к результату:  $P_x = P_y = 0, P_z = Q g \tau$  ( $P_x, P_y, P_z$  — проекции вектора  $\mathbf{P}$  на оси  $x, y, z$  выбранной системы координат). Следовательно, **А. з.** можно переформулировать так: силы гидродинамических давлений жидкости на замкнутую поверхность погружённого в неё твёрдого тела приводятся к одной, равнодействующей, равной весу вытесненного объёма жидкости, направленной вертикально вверх и приложенной в центре тяжести вытесненного объёма. **А. з.** остается в силе и для тела, частично погружённого в жидкость, и обобщается на случай погружения тела в жидкость, состоящую из нескольких слоев разной плотности. **А. з.** справедлив и для газов (см. *Аэростатика*). Он широко используется для анализа разнообразных прикладных задач.

**Архимеда число** — безразмерный параметр, равный произведению ускорения свободного падения  $g$ , куба характерного линейного размера  $L$  и разности плотностей  $\Delta \rho$ , делённому на плотность  $Q$  и квадрат кинематической вязкости  $\nu$  основной движущейся среды:

$$Ar = g L^3 \Delta \rho / (Q \nu^2)$$

Характеризует собой соотношение между архимедовой силой, обусловленной различием плотностей в отдельных областях рассматриваемой системы, и вязкими силами в основном потоке. Используется в качестве параметра подобия при анализе задач по воздухоплаванию; при движении летательного аппарата тяжелее воздуха не учитывается.

**Арцеулов** Константин Константинович (1891—1980) — советский лётчик-испытатель, один из основателей советского планеризма; художник. Окончил лётную школу Первого русского товарищества воздухоплавания (1911). Участник Первой мировой войны. Первым в России выполнил на самолёте «Ньюпор-21» преднамеренный штопор (1916). В 1923 испытывал первый советский истребитель И-1 конструкции Н. Н. Поликарпова. В 1923 получил диплом пилота-парителя №1. Создал 5 планёров собственной конструкции. Участник первых полётов на аэрофотосъёмку и ледовую разведку (конец 20-х — начало 30-х гг.). В 40-х гг. отошёл от лётной работы и занимался графикой и живописью. Член Союза художников СССР.

Лит.: Галлай М. Л., Жизнь Арцеулова, М., 1985.

К. К. Арцеулов

**аспирационный психрометр** — см. в статье *Метеорологические приборы и оборудование*.

**Ассоциация авиации и космонавтики Франции** (Association Aéronautique et Astronautique de France). Основана в 1927 в результате слияния Ассоциации французских инженеров и техников в области авиации и космонавтики (Association Française des Ingénieurs et Techniciens de l'Aéronautique et de l'Espace), существовавшей с 1945, и французского астронавтического общества (Société Française d'Astronautique), основанного в 1955. Имеет технические секции по аэродинамике, материаловедению, силовым установкам, летательным аппаратам авиации общего назначения и др. Организует проведение международных симпозиумов, ежегодных научных чтений памяти Л. Блерио и О. Лилиенталя, коллоквиумов по аэродинамике и авиационной акустике и т. д. Издаёт ежемесячный научно-технический журнал «L'Aéronautique et l'Astronautique».

**Астахов** Фёдор Алексеевич (1892—1966) — советский военачальник, маршал авиации (1944). В Советской Армии с 1918. В Гражданскую войну начальник авиации армии, начальник военно-воздушных сил Сибири. Окончил Севастопольскую школу военных лётчиков (1916), курсы высшего состава Рабоче-крестьянской Красной Армии (1923), курсы усовершенствования высшего состава (1929). Участник Великой Отечественной войны. В годы войны был командующим военно-воздушными силами фронта (до 1942), начальник Главного управления ГВФ (с 1942), одновременно заместитель командующего военно-воздушными силами Рабоче-крестьянской Красной Армии (1942—1943), заместитель командующего авиацией дальнего действия (1943—1944). После войны (до 1947) начальник Главного управления ГВФ. Награждён 2 орденами Ленина, 3 орденами Красного Знамени, орденами Суворова 2-й степени, Кутузова 1-й степени, Красной Звезды, медалями.

Ф. А. Астахов.

**астронавигационные системы** — предназначаются для определения в полёте координат местоположения и курса летательного аппарата с помощью астрономических измерений. Могут быть ручными, полуавтоматическими и автоматическими. К **А. с.**, работающим на принципе оптической пеленгации светил или радиопеленгации Солнца, относятся астроинерциальные системы (АИС), комплексные автономные астронавигационные системы (АНС), астрокомпасы (АК), полуавтоматические и ручные секстанты. В качестве астродатчиков в АИС, АНС и АК используются автоматические оптические астропеленгаторы и радиоастропеленгаторы. Координаты местоположения и *курс* летательного аппарата определяются по измеренным угловым координатам светил в одной из *навигационных систем координат*. АИС конструктивно выполняется в виде единой системы, состоящей из системы *гиростабилизации* и астропеленгатора. АИС обеспечивает также определение и выдачу потребителям *углов крена и тангажа*, в также составляющих вектора *путевой скорости*. Для демпфирования колебаний вертикали в АИС может быть предусмотрена коррекция от *доплеровского измерителя скорости и угла сноса*. Стабилизация платформы, на которой в **А. с.** установлен астропеленгатор, осуществляется с помощью *гировертикалей*, гириноерциальных систем и *курсовертикалей*. Для определения углов наведения астропеленгатора в вычислитель АНС поступают от автономных систем или от электронно-вычислительных машин навигационного комплекса координаты летательного аппарата, или же они вычисляются по данным датчиков скорости и курса. Затем эти координаты и курс корректируются по данным астроизмерений. В некоторых АНС наряду с оптическими применяются радиоастропеленгаторы, работающие по радиоизлучению Солнца и обеспечивающие измерение курсового угла. В астрокомпасах, предназначенных для измерения курсового угла светила, для стабилизации углов наведения используются маятниковая вертикаль или данные об углах крена и тангажа от любой гировертикали. Курс определяется как разность между вычисленным азимутом светила и курсовым углом. Погрешности **А. с.** составляют по

координатам 3—15 км, по курсу 3—30' и не зависят от продолжительности полёта. Поэтому **А. с.** используют на летательных аппаратах, предназначенных для дальних или длительных полётов.

*Е. Г. Харин*

**астронавигация** (от греческого  $\{\{\acute{\alpha}\}\}$ stron — звезда и навигация) летательных аппаратов — раздел навигации летательного аппарата, рассматривающий принципы построения астронавигационных систем и методы их использования для навигации летательных аппаратов, а также совокупность операций по определению в полёте положения летательного аппарата относительно земной поверхности с помощью астрономических средств и методов. Достоинства **А.** — автономность работы и независимость погрешностей астронавигационных систем от продолжительности полёта, Недостаток — зависимость от метеоусловий.

**атака цели** — этап боевой операции самолёта (группы самолётов), состоящий из действий, направленных непосредственно на поражение цели. В общем случае включает боевое маневрирование для выхода в зону возможных пусков оружия, слежение за целью информационными средствами для измерения её текущих координат, пуск оружия, управление полётом оружия на траектории или его информационную поддержку. Начинается атака, как правило, с момента окончания режима распознавания цели бортовыми информационными средствами (см. *Прицельно-навигационная система*), если самолёт при этом оказался в зоне возможных атак. В противном случае её начало должно быть отнесено к моменту входа в эту зону. При использовании оружия, запускаемого без информационного контакта с целью, атака может начинаться с подготовительных операций в заранее выбранной точке маршрута. После атаки может вновь осуществляться поиск целей или самолёты могут перестраиваться для возвращения на базу.

Состав действий во время атаки существенно определяется типом атакуемой цели

(воздушной, наземной, надводной и т. д.) и особенностями применяемого оружия. Например, при использовании ракет с полуактивными головками самонаведения или ракет с командным наведением атака может завершиться лишь после окончания наведения ракеты. При этом самолёт вынужден маневрировать таким образом, чтобы не сорвать наведение. Применение ракет с активными *головками самонаведения* позволяет прекратить атаку сразу после пуска ракеты. Атака является наиболее напряжённым этапом боевой операции как с точки зрения функциональной загрузки экипажа, так и по числу одновременно функционирующих бортовых систем и в наибольшей степени определяет успех всей боевой операции,

*А. С. Исаев.*

**атмосфера Земли** (от греческого atm $\{\{\acute{o}\}\}$ s — пар и sph $\{\{\acute{\alpha}\}\}$ ira — шар) — газовая (воздушная) среда вокруг Земли, которая вращается вместе с Землёй как единое целое. **А.** состоит из воздуха — азота, кислорода и незначительных количеств другие газов (см. таблицу). По характеру изменения с высотой основных физических свойств и состава воздуха **А.** подразделяют на несколько слоев (см. рис.). В слое **А.** до высоты 100—110 км происходит сильное перемешивание газов и её состав мало меняется. Этот слой называется **гомосферой** (или **турбосферой**). Выше расположен слой **А.**, который называют **гетеросферой**. Переходный слой между ними носит название **турбопаузы**. По характеру изменения температуры с высотой выделяют слои: **тропосфера** (высота от 0 до 11 км) — характеризуется понижением температуры воздуха с высотой; **стратосфера** (11—50 км) — наблюдается рост температуры; **мезосфера** (50—85 км) — понижение температуры с высотой; **термосфера** (85—800 км) — опять рост температуры. Выше термосферы расположена **экзосфера**, характеризующаяся высокой степенью разреженности воздуха и его «ускользанием» в космическое пространство. Границы слоев в значительной степени условны, меняются в зависимости от времени и места и представляют собой переходные слои толщиной от несколько сот метров до несколько км и носят название **тропопауза**, **стратопауза**, **мезопауза** и **термопауза**. Основываясь на других характеристиках воздуха, в **А.** можно выделить и другие слои. Например,

поглощая ультрафиолетовую радиацию, кислород  $O_2$  диссоциирует (распадается) на атомы. С высотой возрастает доля диссоциированного кислорода, который, взаимодействуя с  $O_2$ , образует озон  $O_3$ . Максимальная концентрация озона наблюдается на высоте 25—28 км в стратосфере. Область **А.** между 10 и 50 км иногда называется озоносферой. Здесь в значительной степени поглощается ультрафиолетовая часть солнечного спектра, губительная для биологических форм жизни на Земле. Ультрафиолетовая солнечная радиация является главным фактором нагревания воздуха в стратосфере. Важную роль в формировании структуры и терминального режима **А.** играют озон  $O_3$ , углекислый газ  $CO_2$  и водяной пар. Содержание углекислого газа меняется в связи с жизнедеятельностью растений, промышленными загрязнениями, газообменом между **А.** и океаном. Углекислый газ слабо поглощает коротковолновую солнечную радиацию, но задерживает длинноволновое (тепловое) излучение земной поверхности, которое и является основным источником поступления теплоты в **А.**, и значительно уменьшает теплоотдачу Земли в космическое пространство, создавая так называемый парниковый эффект. Солнечная радиация, приходящая в **А.**, частично поглощается содержащимися в ней водяным паром, озоном и аэрозолями, рассеивается в **А.**, а частично отражается от земной поверхности; основная доля солнечной радиации поглощается поверхностью Земли. Преобладающая масса водяного пара сосредоточена в тропосфере, где его содержание сильно меняется из-за колебаний температуры. Здесь происходят основные процессы, определяющие погоду. В различных широтах над поверхностью океана, суши, снега и льда образуются тёплые и холодные воздушные массы с переходными зонами — атмосферными фронтами. В условиях преобладающего в тропосфере падения температуры с высотой восходящие потоки воздуха (в особенности на фронтах) образуют облака и атмосферные осадки всех видов. Развиваются крупномасштабные вихри; внетропические циклоны и антициклоны, вихри меньшего масштаба — тропические циклоны (ураганы и тайфуны), мелкомасштабные вихри, разрушительные смерчи. Атмосферная циркуляция в тропосфере связана главным образом с распределением температуры, атмосферного давления и влиянием отклоняющей силы вращения Земли. В циркуляции **А.** в тропиках участвуют пассаты — ветры нижней тропосферы, направленные от субтропических широт обоих полушарий в сторону экватора. Зона встречи пассатов обоих полушарий носит название **внутритропической зоны конвергенции**. В умеренных широтах преобладают западные воздушные потоки. В верхней тропосфере вблизи тропопаузы в зонах большой неоднородности полей метеорологических элементов образуются тропосферные струйные течения — относительно узкие воздушные потоки большой горизонтальной протяжённости со скоростями ветра более 100 км/ч.

На формирование климата влияют количество солнечной радиации, поступающей в соответствующие широтные зоны Земли, особенности подстилающей поверхности (континент, море, ледник, пустыня и т. д.) и циркуляция **А.** Результаты многолетних наблюдений климатических характеристик приземного слоя **А.** учитываются при изыскании, проектировании, строительстве и эксплуатации аэродромов. Сведения о режиме ветра позволяют, например, определить необходимые размеры аэродрома, число и расположение взлётно-посадочных полос. Климатология, данные об облачности, *метеорологической дальности видимости*, высотах снежного покрова, гололёда, температуре, давлении, влажности воздуха важны для оценки лётно-метеорологических условий каждого аэродрома.

Данные о приземной **А.** обеспечивает сеть метеорологических станций. Аэрологическое зондирование до высоты 20—30 км проводится с помощью радиозондов. Метеорологические радиолокаторы и искусственный спутник Земли (см. *Метеорологические приборы и оборудование*) дают необходимые авиации сведения об облачности, осадках, атмосферной турбулентности.

С 1950-х гг. началась разработка методов искусственного воздействия на некоторые процессы в тропосфере. Наиболее доступно рассеяние переохлажденных туманов (температура ниже  $0\{\{\circ\}\}C$ ) и низкой облачности над аэродромами, взлётно-посадочными полосами введением льдообразующих реагентов (твёрдая углекислота, пропан). Проводится защита от градобитий введением некоторых реагентов (например, йодистое серебро  $AgI$ ) в градоносные кучевые облака с помощью ракет и зенитных снарядов.

Полёты современных летательных аппаратов происходят вблизи тропопаузы, которая чётко выражена на экваторе и в тропиках. У полюсов тропопауза выражена хуже, зимой нередко размывается. В субтропиках наблюдаются разрывы тропопаузы, обычно сопровождающиеся сильными струйными течениями. С развитием авиации и космонавтики возрастает практическое значение исследований высоких слоев атмосферы для разработки методов метеорологического обеспечения полётов летательных аппаратов в верхней А., т.е. слоев, расположенных выше тропопаузы.

Режим температуры и ветра в стратосфере летнего полушария определяется областью тёплого воздуха и антициклоном с центром у полюса, образование которых обусловлено поглощением ультрафиолетовой солнечной радиации в верхней части озоносферы в условиях полярного дня. В нижней стратосфере температура мало меняется, а выше 25 км возрастает с высотой. В районе стратопаузы (на высоте около 50 км) летом температура поднимается до  $10\{\{\circ\}\}$ С. Преобладают восточные ветры, скорости которых растут от полярных к средним широтам, достигая 50 м/с. Распределения температуры, плотности, давления и ветра в стратосфере относительно устойчивы лишь летом и подвергаются сильным и внезапным изменениям зимой и в переходные сезоны. В стратосфере зимнего полушария (вследствие радиационного охлаждения) формируются область холода и циклон с центром над полюсом. Область холодного воздуха с температурой около  $-80\{\{\circ\}\}$ С в полярных районах расположена на высоте около 25 км. Выше температура возрастает до максимума на высоте около 50 км. В области циклона преобладают сильные западные ветры, максимальные скорости которых на высоте более 40—50 км могут превышать 100 м/с. Зимой происходят внезапные стратосферные потепления, при которых температура может превосходить летний максимум. Эти возмущения (причина которых полностью не выяснена) носят динамический характер. Основной причиной зимних стратосферных потеплений считается влияние крупномасштабных возмущений тропосферы. Зимой в Северном полушарии при стратосферных потеплениях может происходить полная перестройка зимней циркуляции с замещением области холода и циклона над Северным полюсом областью тепла и антициклоном. В Южном полушарии таких перестроек не происходит, что связано с большой интенсивностью зимнего полярного циклона над Антарктикой в тропосфере и стратосфере.

Температура зимой в верхней мезосфере, особенно в полярных районах, выше, чем летом. Летом в мезосфере в зонах, расположенных от  $40\{\{\circ\}\}$  широты к полюсам, на высоте 70—94 км образуются так называемые серебристые облака. Стратосферная циркуляция представляет единую систему на высоте около 25 км и до мезопаузы.

Выше мезопаузы, начиная с высоты около 85 км, расположена термосфера. Кинетическая температура А., определяемая тепловым движением молекул воздуха, возрастает в термосфере до высоты около 250 км. Выше рост температуры замедляется (область изотермии). При этом, как показали данные торможения искусственный спутник Земли, в годы максимума 11-летнего цикла солнечной активности, по сравнению с годами её минимума, температура в области изотермии может возрастать на 1000 К. Выше турбопаузы, расположенной на высоте около 110 км, начинается гетеросфера, где молекулярное перемешивание преобладает над турбулентным и происходит изменение состава А. Выше 160 км каждый компонент А. имеет свой вертикальный профиль распределения согласно барометрической формуле. Поэтому концентрация лёгких газов падает с высотой медленнее, чем тяжёлых, и происходит увеличение относительного содержания лёгких газов в А. В результате диссоциации увеличивается содержание атмосферного кислорода, особенно интенсивно поглощающего ультрафиолетовую радиацию Солнца, что способствует росту температуры с высотой. На высоте от 0,2 до 40 тысяч км располагаются радиационные пояса Земли, в которых магнитное поле Земли удерживает заряженные частицы. Взаимодействие корпускулярного излучения Солнца (так называемого солнечного ветра) с магнитным полем Земли формирует её магнитосферу.

При сильных солнечных вспышках или интенсивных корпускулярных потоках возникают полярные сияния, деформация магнитосферы, возмущения ионосферы, магнитные бури. Во время

солнечных вспышек создаётся опасность радиационного облучения экипажей пилотируемых космических кораблей и сверхзвуковых летательных аппаратов при полёте в стратосфере. Для принятия своевременных мер обеспечения безопасности полётов составляются долгосрочные, краткосрочные и оперативные прогнозы солнечного корпускулярного излучения. См. также статью *Международная стандартная атмосфера*.

*С. С. Гайгеров.*

Таблица — Состав сухого воздуха в нижней атмосфере Земли (гомосфере)

Газ	Объёмное содержание
Азот (N <sub>2</sub> )	78,084000
Кислород (O <sub>2</sub> )	20,947600
Аргон (Ar)	0,934000
Углекислый газ (CO <sub>2</sub> ).	0,031400*
Неон (Ne)	1,818*10 <sup>-6</sup>
Гелий (He)	524,0*10 <sup>-6</sup>
Криптон (Kr)	114,0*10 <sup>-6</sup>
Ксенон (Xe)	8,7*10 <sup>-6</sup>
Водород (H <sub>2</sub> )	50,0*10 <sup>-6</sup>
Оксид	50,0*10 <sup>-6</sup>

азота (N <sub>2</sub> O)	
Метан (CH <sub>4</sub> )	200*10 <sup>-6</sup>
Озон (O <sub>2</sub> )	Летом до 7,0*10 <sup>-6</sup>
	Зимой до 2,0*10 <sup>-6</sup>
Сернистый ангидрид (SO <sub>2</sub> )	До 100*10 <sup>-6</sup>
Диоксид азота (NO <sub>2</sub> )	До 2,0*10 <sup>-6</sup>
Йод (I <sub>2</sub> )	До 1,0*10 <sup>-6</sup>

\* Содержание газа может существенно меняться в зависимости от места и времени.

**атмосферная турбулентность** — одно из характерных свойств атмосферы Земли, состоящее в беспорядочном изменении давления, температуры воздуха, скорости и направления ветра (см. *Турбулентность*). Турбулентный режим способствует тепло- и влагообмену в атмосфере Земли; наблюдается в пограничном слое атмосферы, простирающемся над равнинами умеренных широт до высоты 1 км. Турбулентность обусловлена топографической неоднородностью поверхности Земли, её теплофизическими свойствами, приводящими к неравномерному и пространству нагреванию (охлаждению), особенностями вертикальных профилей температуры и скорости воздушных потоков (см. *Вертикальный разрез атмосферы*). На высоте 50—150 м наблюдаются значительные вертикальные градиенты скорости ветра (см. Сдвиг ветра), порождающие динамическую турбулентность, или большие вертикальные градиенты температуры (летом), вызывающие термическую турбулентность. В этих условиях наблюдаются сильные горизонтальные и вертикальные порывы ветра, существенно влияющие на взлёт и посадку летательных аппаратов (см. *Атмосферное возмущение*). В свободной атмосфере (над пограничным слоем) воздушные течения, особенно в ясном небе в верхней тропосфере, могут быть также турбулизированными в областях *струйных течений*, где наблюдаются большие вертикальные градиенты скорости. Интенсивная **А. т.** вызывает *болтанку* летательного аппарата. Вероятность турбулентности при ясном небе в умеренных широтах составляет 10%, в том числе сильной около 0,4%, в нижней стратосфере до высоты 20—25 км — соответственно 1 и 0,05%. Толщина турбулентных зон тропосферы во много раз меньше горизонтальных размеров; в 80% случаев толщина не более 1000 м, а горизонтальные размеры меньше 150 км, в нижней стратосфере — соответственно 300 м и 80 км. Эти зоны всегда имеют резкие границы.

Развитие **А. т.** обусловлено динамическими и термическими причинами. Воздушное течение часто характеризуют безразмерной величиной, так называем числом Ричардсона:

{{формула}}

где  $g$  — ускорение свободного падения,  $T$  — абсолютная температура,  $\{\{\gamma\}\}_a$  — адиабатический вертикальный градиент температуры (равный  $0,01$  К/м),  $\{\{\gamma\}\}$  — наблюдаемый вертикальный градиент температуры,  $\{\{\beta\}\}$  — вертикальный градиент средней скорости ветра (с учётом поворотов ветра в слое с высотой). Чаще всего турбулентность наблюдается при значениях  $Ri < 1/4$ .

Возникновение **А. т.** связано с потерей гидродинамической устойчивости потока и генерацией волновых возмущений, потерей устойчивости и вырождением волновых возмущений, генерацией турбулентности и диссипацией турбулентной энергии в теплоту. Знание характеристик **А. т.** необходимо для решения многих теоретических и практических задач в авиации.

*Лит.:* Монин А. С., Яглом А. М., Статистическая гидромеханика, ч. 1—2. М., 1965—67; Турбулентность в свободной атмосфере, 2 изд.. Л., 1976.

*Н. З. Пинус.*

**атмосферная циркуляция** — система крупномасштабных воздушных течений над земным шаром или полушарием. **А. ц.** обусловлена неоднородным распределением температуры и *атмосферного давления*, возникновением так называемого барического градиента; получаемая энергия **А. ц.** расходуется на трение, но непрерывно пополняется за счёт солнечной радиации. Направление воздушных течений определяется барическим градиентом, вращением Земли, влиянием подстилающей поверхности.

В тропосфере к **А. ц.** относятся пассаты, муссоны, воздушные течения, связанные с *циклонами и антициклонами*, в стратосфере — преимущественно зональные воздушные течения (западный — зимой и восточный — летом). Переноса воздух, а с ним теплоту и влагу из одних широт и регионов в другие, **А. ц.** является важнейшим климатообразующим фактором.

В нижней тропосфере тропической зоны преобладает циркуляция, вызываемая пассатами — устойчивыми ветрами: северо-восточным — в Северном полушарии и юго-восточным — в Южном полушарии (наблюдаются в течение круглого года в среднем до высоты 4 км). Над областью пассатов в средней и верхней тропосфере преобладают западные воздушные течения. Над некоторыми участками тропической зоны, в особенности в бассейне Индийского океана, преобладает режим муссонной циркуляции (зимний муссон совпадает с пассатом, летний муссон обычно имеет противоположное направление). В тропосфере умеренных широт на перифериях субтропических антициклонов обоих полушарий преобладает западный перенос. В нижней части тропосферы полярных районов преобладают восточные ветры. В средних широтах, в зоне больших горизонтальных градиентов температуры и давления, возникают тропосферные фронтальные зоны, струйные течения, циклоны и антициклоны, которыми осуществляется межширотный воздухообмен. **А. ц.** в тропиках также не является изолированной от внетропической циркуляции. Частое и интенсивное развитие циклонов и антициклонов внетропических широт приводит к образованию климатических областей низкого и высокого давления, которые хорошо выражены на многолетних картах атмосферного давления. Высокие циклоны и антициклоны простираются в верхнюю тропосферу и нижнюю стратосферу, однако в среднем вследствие общего согласованного убывания давления и температуры от низких к высоким широтам в этой части атмосферы преобладает западный перенос. Выше 20 км **А. ц.** носит сезонный муссонный характер, что обусловлено радиационным балансом стратосферы. Следствием этого является преобладание летом восточного, а зимой западного воздушного течения. Термин «**А. ц.**» применим также к атмосферным движениям, возникающим над небольшими площадями земной поверхности (местная циркуляция), — береговым ветрам

(бризам), горно-долинным ветрам и т. п.

С. С. Гайгеров.

**атмосферное возмущение** в динамике полёта — перемещение воздушных масс, вызывающее изменение параметров движения летательного аппарата (для космических летательных аппаратов за **А. в.** принимают также отклонение значений плотности воздуха по трассе и высоте полёта от принятых в расчётах). Различают следующие типы **А. в.**, отличающиеся временными характеристиками, — *ветер*, воздушный порыв, *сдвиг ветра* и *атмосферная турбулентность* (см. также *Болтанка*).

Ветер как **А. в.** рассматривается обычно в навигационных задачах, в которых учитывается, например, действие *струйных течений*. Действие ветра может создать *расчётный случай* при выборе размеров органов управления летательного аппарата. Например, их размер должен обеспечивать *балансировку* при взлёте, заходе на посадку и посадке при заданных в требованиях к самолёту скоростях бокового и попутного ветра.

**Воздушный порыв** (ВП)—изменение скорости ветра (или воздушного потока) за относительно небольшое время (обычно до 10 с), меньшее, чем время затухания основного вида *возмущённого движения* летательного аппарата. Воздушные порывы, как правило, задаются в связанной *системе координат*, поэтому ВП разделяют на продольный, боковой и вертикальный. В расчётах ВП характеризуется профилем скоростей и максимальным значением скорости порыва. Обычно рассматриваются ступенчатый или градиентный профили ВП (см. рис.).

ВП, действуя на летательный аппарат, вызывает изменение *воздушной скорости*, *угла атаки* и *угла скольжения*, приводя к изменению аэродинамических нагрузок на конструкцию и к возникновению возмущённого движения летательного аппарата, характеристики которого должны удовлетворять определенным требованиям. Например, по «Нормам летной годности гражданских самолётов СССР» требовалось, чтобы при действии на самолёт на крейсерском режиме полёта ступенчатого восходящего ВП с заданной скоростью угол атаки самолета не превосходил допустимый. Кроме того, воздействие градиентного ВП с нарастанием скорости на длине пути 30 м является одним из расчётных случаев проверки конструкции самолёта на прочность. **А. в.** в виде ВП рассматривается в задачах динамики полёта при оценке характеристик устойчивости и управляемости летательного аппарата, а также для оценки безопасности полёта.

Вследствие того что **А. в.** — величина случайная, для оценки безопасности полёта при наличии **А. в.** пользуются методами статистической динамики, задаваясь распределением

вероятности встречи с **А. в.** определенной интенсивности.

А. Г. Обрубов.

Ступенчатый (а) и градиентный (б) порывы ветра:  $W$  — скорость порыва,  $W_{\max}$  — максимальное значение скорости порыва;  $t$  — время.

**атмосферное давление** — гидростатическое давление, оказываемое атмосферой на все находящиеся в ней предметы. В каждой точке определяется весом вышележащего столба воздуха и убывает с высотой: на высоте 5 км, например, составляет половину от нормального, за которое принимают 101325 Па (760 мм ртутного столба), — см. *Международная стандартная атмосфера*.

**А. д.** распределено по земному шару неравномерно, что обусловлено в первую очередь неодинаковым притоком солнечной радиации в различных широтах Земли и различными свойствами земной поверхности, особенно в связи с её разделением на сушу и море; неравномерность распределения **А. д.** является причиной *атмосферной циркуляции*.

В глобальном распределении на многолетних картах среди **А. д.** выявляется зональная и ячейковая

структура полей **А. д.** на уровне моря. При этом обнаруживаются как постоянные (перманентные), так и сезонные области высокого и низкого **А. д.** (центры действия атмосферы). К постоянным относятся экваториальная область пониженного давления (экваториальная депрессия) и субтропические пояса высокого давления в обоих полушариях с центрами *антициклонов* над каждым океаном (наиболее значимыми постоянными областями высокого **А. д.** в Северном полушарии являются азорский и тихоокеанский антициклоны). Постоянные центры действия за редким исключением сохраняются в течение года, но несколько меняют свою интенсивность, что особенно характерно для Северного полушария (например, тихоокеанский и азорский антициклоны летом более интенсивны и обширны по площади, чем зимой). К постоянным областям низкого **А. д.** Северного полушария относятся исландская и алеутская депрессии. Исландская хорошо выражена в течение всего года, летом ослабевает и становится двухцентральной; алеутская наблюдается большую часть года, наиболее интенсивна зимой, а летом (в июле) почти исчезает. На многолетних картах среднее **А. д.** на уровне моря обнаруживаются также сезонные (или муссонные) центры действия атмосферы, например, азиатский зимний антициклон сменяется летней азиатской депрессией. В суточном ходе **А. д.** обнаруживаются 2 максимума (в 9—10 ч и 21—22 ч) и 2 минимума (в 3—4 ч и 15—16 ч). Особенно правильный суточный ход **А. д.** обнаруживается в тропических районах. С увеличением широты амплитуда изменения **А. д.** уменьшается, но вместе с тем становятся более сильными непериодические изменения **А. д.**

*С. С. Гайгеров.*

**атмосферное электричество** — совокупность электрических явлений и процессов, происходящих в атмосфере; раздел физики, изучающий эти явления и процессы. При исследовании **А. э.** изучают электрические токи в атмосфере, объёмные заряды, заряды облаков и осадков, грозовые разряды и многие другие. Все явления **А. э.** тесно связаны между собой. На их развитие сильно влияют метеорологические факторы — облака, осадки, метели и т. п. Электрическое поле атмосферы обусловлено зарядами Земли и атмосферы. У земной поверхности существует стационарное электрическое поле с напряжённостью около 130 В/м. Земля при этом имеет отрицательный заряд около  $3 \cdot 10^5$  Кл, а атмосфера в целом заряжена положительно. При грозе, метелях, осадках напряжённость электрического поля может резко менять направление и значение, достигая 1000 В/м. Атмосфера непрерывно ионизируется. Образование заряженных частиц в атмосферном воздухе — ионов — происходит в основном под действием космических лучей, излучения радиоактивных веществ в земной коре и в атмосфере, ультрафиолетового и корпускулярного излучения Солнца.

Электрическое состояние облаков и осадков обусловлено зарядами облачных элементов и капель. Верхняя часть облака обычно заряжена положительно, а нижняя — отрицательно.

В атмосфере возникают электрические токи, обусловленные движением ионов и электронов под действием электрического поля (токи проводимости), переносом объёмных зарядов (конвективные токи), значит, и быстрым изменением электрического поля (токи смещения). Возникают также токи при разрядах.

Молния — электрический разряд между облаками, различными частями облака или между облаком и земной поверхностью. Возникает при напряжённости электрического поля до 25—50 кВ/м, сила тока разряда — десятки тысяч А. Наиболее часто встречается линейная молния — искровой разряд длиной 2—3 км, иногда до 20 км и более, диаметр — несколько десятков см, продолжительность — десятые доли секунды; состоит из последовательных нарастающих импульсов.

Грозы (и молнии) относятся к опасным для летательных аппаратов метеорологическим явлениям. Попадание молнии в летательный аппарат может привести к разрушениям элементов конструкции, нарушению работы радиоаппаратуры и навигационных приборов, ослеплению и даже непосредственному поражению членов экипажа, в связи с чем предусматриваются меры по *молниезащите* летательных аппаратов. В телеграфном оповещении о грозе авиационными

метеорологическими станциями указываются местоположение грозы, расстояние, направление её движения, наличие осадков на аэродроме.

*С. С. Гайгеров.*

**атмосферные явления.** В метеорологии авиационной основное внимание уделяется **А. я.**, наблюдающимся в приземном слое *атмосферы* (в тропосфере), поскольку именно они (например, низкие *облака*, сильный боковой *ветер*, плотный *туман*) в значительной степени определяют эффективность и вообще возможность использования авиации. К **А. я.** относят также: атмосферные осадки, представляющие собой воду в жидкой или твёрдой фазе и включающие дождь, снег, крупу, град (выпадают из облаков), росу, изморось (осаждаются на земной поверхности в результате конденсации или сублимации содержащегося в воздухе водяного пара); морось — дождь с диаметром капель менее 0,5 мм (может выпадать из облаков или образовываться при конденсации тумана). Различают обложные и ливневые осадки (первые связаны преимущественно с тёплыми, а вторые с холодными *атмосферными фронтами*). Выпадающие из облаков осадки могут приводить к появлению гололёда и гололедицы. Гололёд — слой плотного льда, образующийся на поверхности Земли и на предметах (деревьях, домах и т. п.) в основном с наветренной стороны от намерзания капель переохлаждённого дождя или мороси. Обычно наблюдается при температурах воздуха от 0 до  $-3\text{ }^{\circ}\text{C}$ , но иногда и при более низких. Гололедица — тонкий слой льда на земной поверхности, образовавшийся после оттепели или дождя в результате похолодания, а также вследствие замерзания мокрого снега, капель дождя или мороси от соприкосновения с сильно охлаждённой поверхностью.

О наступлении опасных для выполнения полётов **А. я.** (гололедица, гроза, сильная изморось и др.) авиационные метеостанции дают информацию, установленную инструкциями (штормовое оповещение, штормовое предупреждение).

**атмосферный фронт** — переходная зона между воздушными массами, частями нижнего слоя атмосферы Земли (тропосферы), горизонтальные размеры которых соизмеримы с большими частями материков и океанов. (Каждая воздушная масса обладает определенной однородностью свойств и перемещается как целое в одном из течений общей *атмосферной циркуляции*.) *Атмосферное давление* перед **А. ф.** обычно понижается, а за **А. ф.** растёт. Хорошо выраженные **А. ф.** расположены в области низкого давления (*циклона*).

Различают **арктические А. ф.**, которые разделяют массы арктического воздуха и воздуха умеренных широт, и полярные **А. ф.**, разделяющие воздушные массы умеренных и тропических широт. Основные **А. ф.** разделяют воздушные массы, различающиеся по своим свойствам, имеют большую горизонтальную протяжённость (до нескольких тысяч км), прослеживаются на несколько км по вертикали (обычно по всей высоте тропосферы). Вторичные **А. ф.** — низкие, вертикальная протяжённость их 1—1,5 км, горизонтальная — несколько сотен км. В некоторых случаях возникают верхние **А. ф.**, образующиеся на некоторой высоте в тропосфере и не проявляющиеся у земной поверхности. Основные **А. ф.** различаются в зависимости от направления перемещения. Тёплый **А. ф.** движется в сторону холодного воздуха (рис. 1). Ширина зоны обложных осадков перед тёплым **А. ф.** составляет 300—400 км. В ней образуются разорванно-слоистые и разорванно-дождевые облака. Нередки предфронтальные *туманы*, связанные с насыщением воздуха испаряющимися осадками. Холодный **А. ф.** движется в сторону тёплого воздуха, вытесняя тёплую воздушную массу (рис. 2). При этом образуются кучево-дождевые облака со шквалами и ливнями. Наиболее типичными являются быстро движущиеся холодные **А. ф.** Основной их особенностью является зона кучево-дождевой облачности с ливневыми осадками перед **А. ф.** За холодным **А. ф.** наступает прояснение или отмечаются вторичные холодные фронты. **А. ф.** окклюзии формируется путём смыкания холодного и тёплого фронтов циклона. Облачность и осадки фронта *окклюзии* являются результатом объединения соответствующих систем тёплого и холодного **А. ф.** С **А. ф.** связаны обширные и мощные облачные системы, осадки, грозы и другие сложные для авиации атмосферные условия. Местоположение **А. ф.**, границы облачности, характеристики погоды

указываются в авиационных прогностических *картах погоды*, а также на *вертикальных разрезах атмосферы*.

*С. С. Гайгеров, Л. И. Мамонтова.*

Рис. 1. Схема тёплого фронта в вертикальном разрезе.

Рис. 2. Схема холодного фронта в вертикальном разрезе.

**Ач** — обозначение авиационных дизелей конструкции *А. Д. Чаромского*. АЧ-30Б мощностью 1100 кВт применялись на дальних бомбардировщиках *Пе-8* и *Ер-2*.

**Аш** — марка авиационных двигателей, созданных в опытном конструкторском бюро под руководством *А. Д. Швецова* (см. *Пермское моторостроительное конструкторское бюро*). Двигатели, разработанные под руководством его преемника *П. А. Соловьёва*, имеют другие марки. Основные данные некоторых двигателей приведены в таблицах 1 и 2.

Ещё до образования опытного конструкторского бюро Швецовым на заводе «*Мотор*» был создан ряд звездообразных поршневых двигателей воздушного охлаждения. Среди них М-11 — первый крупносерийный авиационный двигатель отечественной конструкции. В нём впервые и оригинально был решён ряд важных конструкторских задач: литая головка цилиндра из алюминиевого сплава, навёртывавшаяся на стальной цилиндр, разъёмный коленчатый вал, газораспределение с индивидуальными кулачковыми валиками для каждого цилиндра. Двигатель нашёл широкое применение в легкомоторной авиации.

В опытном конструкторском бюро, которое возглавил Швецов, к началу Великой Отечественной войны были созданы поршневые двигатели М-25, М-62 (АШ-62), АШ-62ИР, М-63 (АШ-63), АШ-82, в годы войны — усовершенствованные более мощные АШ-82Ф, АШ-82ФН (рис. 1). Высокие эксплуатационно-технические качества двигателей достигались разработкой и внедрением ряда оригинальных конструктивных решений: на АШ-62 и АШ-62ИР — двухдемпферного коленчатого вала для устранения крутильных колебаний, эластичной шестерни газораспределения, бокового уплотнения главного шатуна; на АШ-82 — металлокерамических дисков двухскоростной передачи. На АШ-82 и АШ-62ИР было применено фланкирование зуба неподвижной шестерни редукторов. На АШ-82ФН вместо карбюратора установлен агрегат непосредственного впрыска топлива, усовершенствована муфта двухскоростной передачи к нагнетателю (в то время это был самый мощный двигатель в своём классе). На двигателях введена расточка главного шатуна по гиперболе, применены плавающие втулки роликов толкателей.

Во время войны в 1941—1945 были созданы двигатели АШ-83 для истребителей *Ла-5*, *Ла-7* и бомбардировщика *Ту-2*, а также М-71 (АШ-71) для штурмовиков *Су-6*, *Су-8*, бомбардировщика ДВБ-102 (*В. М. Мясничева*), истребителей *И-185* и *Ла-7*, 18-цилиндровый АШ-71 имел два механизма газораспределения, пустотелые, заполненные металлическим натрием выпускные клапаны, дефлекторы цилиндров для улучшения охлаждения, азотированные гильзы цилиндров, регулятор наддува с внутренней маслопроводкой. Двигатели прошли все необходимые испытания, но вследствие сложности перестройки производства в военное время были выпущены малой серией. В 1944 на базе АШ-82ФН создан двигатель АШ-21 для тренировочных самолётов. После 1945 разработаны новые конструкции поршневых двигателей для тяжёлых самолётов военной и гражданской авиации, двигатели и редукторы для вертолётов. Создан АШ-73ТК для самолёта *Ту-4*. Для увеличения высотности (более 11 тысяч м) осуществлён двухступенчатый наддув двигателя. В качестве первой ступени наддува применён спроектированный в опытном конструкторском бюро турбокомпрессор ТК-19, работавший на энергии выпускных газов двигателя. Картер выполнен из стали (на других двигателях опытного конструкторского бюро устанавливался дуралюминовый). При создании АШ-73ТК впервые в стране освоены новые технологические процессы: прецизионное литье, автоматическая сварка под флюсом, пористое хромирование поршневых колец. Двигатель был установлен также на первом экземпляре самолёта *Ял-18* (в

варианте с поршневым двигателем).

В 1951 на базе АШ-32ФН изготовлен АШ-82Т. Для увеличения ресурса двигателя усилены редуктор, вал винта и вал агрегатов, средний картер выполнен из стали. Для улучшения охлаждения изменена конструкция головок цилиндров. На базе АШ-82Т разработан вертолётный поршневой двигатель АШ-82В. На нём вместо редуктора установлены две муфты: фрикционная с металлокерамическими дисками, включаемая при разгоне ротора вертолёта, и кулачковая, которая включается при равенстве частот вращения ведомых и ведущих дисков и выходе двигателя на эксплуатационный режим (фрикционная муфта при этом выключается). Для охлаждения двигателя разработан специальный вентилятор с приводом от двигателя. Были также созданы редукторы Р-1 — Р-5 для трансмиссий вертолётов.

В опытном конструкторском бюро разрабатывались также опытные двигатели. Один из них — четырёхрядный 28-цилиндровый звездообразный АШ-2К мощностью 3460 кВт имел турбокомпрессор и семь пульсирующих турбин, работающих на кинетической энергии выпускных газов с передачей мощности на коленчатый вал двигателя. Это последний, самый мощный поршневой двигатель, разработанный в опытном конструкторском бюро. В 1949 он прошёл испытания.

В 1953 перед опытным конструкторским бюро поставлена задача, не прекращая работ по увеличению надёжности и ресурса поршневых двигателей, приступить к разработке газотурбинных двигателей. Для вертолёта Ми-6 был создан экономичный турбовальный двигатель Д-25В (рис. 2), который включает девятиступенчатый компрессор, трубчато-кольцевую камеру сгорания, двухступенчатую турбину привода компрессора, одноступенчатую турбину привода винта. Применена «свободная», кинематически не связанная с турбокомпрессорной частью двигателя турбина привода винта, которая позволяет получать оптимальную частоту вращения вала несущего винта вертолёта независимо от частоты вращения ротора турбокомпрессора. До 80-х гг. силовая установка Ми-6, состоящая из двух Д-25В и редуктора Р-7, была самой мощной в мире. Созданный для неё редуктор Р-7 имел ряд особенностей и оригинальных конструктивных решений: уравнивательный механизм, распределяющий поровну мощность между двумя ведущими спиральными коническими шестернями, спиральную коническую пару, работающую с большими нагрузками при окружных скоростях ~70 м/с, узел центральной шестерни, передающий мощность на несущий винт вертолёта как при одном, так и при двух работающих двигателях, замкнутую планетарную передачу с двумя ступенями. Передаваемая мощность редуктора 8300 кВт.

В 1955 при разработке двигателя Д-20 была выбрана схема двухкаскадного двухконтурного турбореактивного двигателя, которая в дальнейшем явилась основой модификации Д-20П (рис. 3) для скоростного пассажирского самолёта Ту-124. В декабре 1959 двигатель прошёл государственные испытания. Он имел двухкаскадный осевой компрессор, трубчато-кольцевую камеру сгорания с 12 жаровыми трубами, трёхступенчатую турбину и сопло с отдельным истечением потока газа из наружного и внутреннего контуров. (Внутренний контур послужил основой двигателя Д-25В.)

В 1965 создана силовая установка для вертолёта В-12 (Ми-12), состоявшая из четырёх двигателей Д-25ВФ и двух редукторов Р-12. Д-20П явился прототипом двигателя Д-30, который в 1967 прошёл государственные испытания. Д-30 имел двухкаскадный компрессор (первый каскад четырёхступенчатый, второй — 10-ступенчатый), трубчато-кольцевую камеру сгорания, четырёхступенчатую турбину, общее для обоих контуров реактивное сопло с лепестковым смесителем и камерой смешения. Впервые на отечественном серийном двигателе применены охлаждаемые рабочие лопатки первой ступени турбины. В результате массовой эксплуатации на самолётах Ту-134 двигатели Д-30 наработали более 12 миллионов ч. В 1970 на воздушной линии Аэрофлота, в том числе на международной, вышел самолёт Ту-134А с двигателями Д-30 второй серии. Применение реверсивного устройства на двигателе значительно улучшило эксплуатационные характеристики самолёта. В 1971 проведением государственных испытаний

завершены опытно-конструкторские работы по созданию мощного высокоэкономичного Д-30КУ (рис. 4). Установка этих двигателей на Ил-62М позволила увеличить дальность его полёта по сравнению с Ил-62 и повысить коммерческую нагрузку. На двигателе впервые в отечественном двигателестроении установлено реверсивное устройство ковшевого типа.

В 1968 начаты работы над Д-30КП, по основным узлам почти полностью унифицированным с Д-30КУ. В начале 1972 он прошёл государственные испытания. Установлен на самолёте Ил-76. В 1974 для самолёта Ту-134А разработан двигатель Д-30 третьей серии с сохранением взлётной тяги до температуры окружающей среды 30{°}С.

В феврале 1979 прошёл 300-часовые испытания Д-30КУ-154 (модификация Д-30КУ), предназначенный для серийного самолёта Ту-154. По сравнению с базовым двигателем в конструкции реверсивного устройства, сопла, системы управления, внешней арматуры внесены небольшие изменения, поставлены дополнительные агрегаты. Лётные испытания Ту-154М с этими двигателями показали значительную (до 28%) экономию топлива.

В 1978 разработана следующая модификация — двигатель Д-30КУ второй серии с сохранением взлётной тяги до температуры окружающей среды 30{°}С. Аналогично модифицирован Д-30КП. Это позволило увеличить грузоподъёмность самолёта на 5 т. Дальнейшее совершенствование двигателей ведётся с использованием поузловой доводки, позволяющей значительно ускорить сроки создания новых двигателей. Широко применяются системы автоматического регулирования на базе цифровых вычислительных машин. Накопленный опыт и новые решения находят применение в новых высокоэкономичных двигателях, разрабатываемых для средних и дальних магистральных пассажирских самолётов нового поколения.

В конце 1983 изготовлен, собран и испытан первый экземпляр двигателя Д-90А (в 1987 обозначение изменено на ПС-90А, рис. 5). Унифицированный двухвальный турбореактивный двухконтурный двигатель ПС-90А (со смешением потоков газа наружного и внутреннего контуров, общим реактивным соплом, реверсивным устройством в наружный контуре) является представителем четвёртого поколения турбореактивных двигателей, создаваемых опытным конструкторским бюро. Двигатель предназначен для установки на магистральные пассажирские самолёты Ил-96-300 и Ту-204. Двигатель имеет высокие параметры термодинамического цикла, которые позволяют экономить до 30% топлива в год. По своим внешним характеристикам (шум, эмиссия) он соответствует международным нормам Международной организации гражданской авиации. Двигатель спроектирован сразу на окончательные ресурсы (холодная часть — 25 тысяч ч, горячая часть — 12,5 тысячи ч). Для особых случаев полёта на нём предусмотрен чрезвычайный режим (тяга на 10% больше, чем на взлётном режиме). В двигателе применён ряд новых конструктивных узлов и решений: узел опорных ступеней (2 ступени); регулирование радиальных зазоров в 9—13 ступенях компрессора высокого давления и в 1—4 ступенях турбины; камера сгорания с укороченными жаровыми трубами, кольцевым газосборником, диффузором ступенчатой конструкции, фронтным устройством жаровых труб с топливоздушными насадками; лопатки турбины высокого давления с многокомпонентным жаростойким защитным покрытием. Для обеспечения стабильности характеристик в процессе эксплуатации за счёт уменьшения термической повреждённости деталей горячей части применена электронная система автоматического регулирования. Для получения высоких показателей эксплуатационной технологичности применён принцип модульности (11 модулей), предусмотрены широкие возможности контроля технического состояния деталей различными средствами контроля.

*Лит.:* Грин Б. Д., Генеральный конструктор А. Д. Швецов, Пермь, 1964; **его же**, Высокое небо, 2 изд., Пермь, 1973; Пономарев А. Н., Советские авиационные конструкторы. 2 изд., М., 1980.

*Ю. И. Еришов, В. Л. Сандрацкий.*

**Рис. 1. Звездообразный поршневой двигатель воздушного охлаждения АШ-32ФН.**

Рис. 2. Турбовальный двигатель Д-25В.

Рис. 3. Турбореактивный двухконтурный двигатель Д-20П.

Рис. 4. Турбореактивный двухконтурный двигатель Д-30КУ,

Рис. 5. Турбореактивный двухконтурный двигатель ПС-90А.

Табл. — Поршневые двигатели конструкции А. Д. Швецова

Марка двигателя	Мощность, кВт	Начало производства, год	Применение аппараты)
М-11	80,9	1926	По. 2 (У-2)
М-25А	526	1936	И-15, И-16
М-25В	570	1937	И-16
АШ-62 (М-62)	735	1937	И-153
АШ-62ИР (М-62ИР)	735	1938	Ли-2, Ан-2
АШ-63 (М-63)	809	1939	И-16
АШ-82 (М-82)	1250	1941	Ла-5, Ла-7, Пе-8
АШ-82Ф (М-82Ф)	1250	1942	Ла-5, Ла-7, Ту-2
АШ-82ФН (М-82ФН)	1360	1943	Ту-2, Ил-12, Ла-5ФН
АШ-73ТК (с	1770	1947	Ту-4

турбокомпрессором ТК-19)			
АШ-82Т	1400	1951	Ил-14
АШ-82В (с редуктором Р-5)	1250	1952	Ми-4, Як-24

Табл. — Газотурбинные двигатели Пермского моторостроительного конструкторского бюро

Основные данные	Д-25 В	Д-20 П	Д-30	Д-30 КУ	Д-30 КП	ПС-90А
Начало серийного производства, год	1959	1959	1967	1971	1972	1988
Тип двигателя	Турбовальный	ТРДД	ТРДД	ТРДД	ТРДД	ТРДД
Тяга, кН	-	53	66,7	108	118	167
Мощность, кВт.	4050	-	-	-	-	-
Диаметр вентилятора, м	0,572*	0,915	0,963	1,45	1,45	1,9
Длина двигателя, м	2,737	3,304	3,983	5,696	5,448	5,33

Удельный расход топлива на крейсерском режиме:						
кг/(Н*ч)	-	0,0 897	0,0 796	0,0 715	0,0 715	0,059 1
г/(кВт*ч)	402 **	-	-	-	-	-
Расход воздуха, кг/с	26,2	113	126	283	283	508,5
Масса, кг	1200	1468	1550	2650**	2650**	2800
Степень двухконтурности	-	1	1	2,4	2,4	4,8
Степень повышения давления	5,6	14	18,6	20,5	21	35,5
Температура газа перед турбиной, К	1240	1330	1360	1400	1425	1565
Применение (летательные аппараты)	Ми-6, Ми-10	Ту-124	Ту-134	ИЛ-62 М, Ту-154 М	Ил-76Т	Ил-96-300, Ту-204

\* Диаметр первого рабочего колеса компрессора. \*\* Для условий, когда высота полёта  $H = 0$ .

\*\*\* С реверсивным устройством.

**«Аэриталия»** (Aeritalia-Societ{{á}} Aerospaziale Italiana p. a.) — авиакосмическая фирма Италии. Образована в 1969 в результате объединения авиационных отделений концернов «*ФИАТ*» (кроме заводов авиадвигателей) и «ИРИ — Финмеканика» (IRI — Finmeccanica), в 1976 полностью перешла под финансовый контроль последнего. В 1981 приобрела акции (от 50 до 100%) авиационных фирм «Аэронавали» (Officine Aeronavali Venezia), «Партенавиа» (Partenavia) и «Метеор» (Meteor). В 1987 имела семь отделений (военных самолётов, транспортных самолётов, авиации общего назначения, авиационного оборудования, технического обслуживания и модификации, беспилотных летательных аппаратов и управляемых ракет, космических систем). В 70-х гг. выпускала военно-транспортный самолёт короткого взлёта и посадки G222 с двумя турбовинтовыми двигателями (1970, см. рис. 1), строила по лицензии истребитель Локхид F-104S, разработала в составе консорциума «Панавиа» истребитель-бомбардировщик «Торнадо» (1974). Основные программы 80-х гг.: производство самолётов «Торнадо» и G222, разработка и производство с фирмой «Аэроспасьяль» пассажирских самолётов для коротких авиалиний ATR 42 (1984) и ATR 72 (1988) с двумя турбовинтовыми двигателями и с фирмами «Аэрмакки» и «Эмбраэр» лёгкого реактивного истребителя-бомбардировщика AMX (1984, см. рис. 2), производство разработанных фирмой «Партенавиа» лёгких транспортных самолётов с поршневыми двигателями и турбовинтовыми двигателями, выпуск воздушных мишеней и других беспилотных летательных аппаратов, производство авиационного оборудования. В 1990 в результате слияния фирм «А.» и «Силения» (Silenia) образован концерн «Алсния» (Alenia).

Рис. 1. Военно-транспортный самолёт G222.

Рис. 2. Истребитель-бомбардировщик AMX.

**«Аэрмакки»** (Aer Macchi SpA), «**Макки**», — авиастроительная фирма Италии, отделение фирмы «Аэроаутика Макки». Основана в 1912. В годы Первой мировой войны выпускала истребители «Ньюпор», а также лёгкие летающие лодки (по образцу австрийской лодки «Лонер»). В 20—30-е гг. фирма добилась значительных успехов в создании гоночных гидросамолётов: M.7 и M.39 в 1921 и 1926 выиграла *Шнейдера кубок*, а M.C.72 установил в 1934 абсолютный мировой рекорд скорости полёта (709 км/ч). Развитием работ по скоростным самолётам стало создание истребителей-монопланов M.C.200 (первый полёт в 1937) и M.C.202 (1940), принимавших участие во Второй мировой войне. К известным летательным аппаратам послевоенного периода относятся реактивные учебно-боевые самолёты MB.326 (1957) и MB.339 (1976). Совместно с фирмами «Аэриталия» и «Эмбраэр» разработан лёгкий реактивный истребитель-бомбардировщик AMX (1984).

**«Аэро»** (Aero Vodochod{{y}} n{{á}}rodní podnik) — авиастроительная фирма Чехословакии. Образована в 1953. До начала 60-х гг. занималась в основном производством по лицензии советских самолётов МиГ (начиная с МиГ-15), затем строила учебно-тренировочные самолёты L-29 «Дельфин» и L-39 «Альбатрос» (рис. в таблице XXXV) собственной конструкции. Одноименная авиационная фирма существовала в Чехословакии в 1919—1953, занималась производством по лицензии самолётов зарубежных конструкций («Феникс», Блок 200 и др.) и самолётов оригинальных типов (А-U и др.).

**аэроавтоупругость** — см. в статье *Аэроупругость*.

**аэробус** — многоместный пассажирский самолёт с упрощённым видом обслуживания пассажиров. Понятие «А.» со временем видоизменялось. Впервые этот термин упоминается в работах *Б. Н. Юрьева* (1911) как означающий аэроплан, способный поднимать большое число пассажиров. Затем длительное время термин «А.» не применялся. Возродился он вновь в 60-е гг., и его значение претерпело ряд изменений. Например, под А. понимали транспортный самолёт, предназначенный для частых и непродолжительных рейсов на короткие и средние расстояния. В эти же годы с понятием «А.» стали связывать в основном систему обслуживания пассажиров (продажа билетов в салонах) и систему транспортировки багажа («багаж при себе» до борта самолёта). Позднее А. стали называть многоместные *широкофюзеляжные самолёты* ближней и средней дальности

полёта, а подобные самолёты большой дальности иногда называли супер-А. Поэтому понятие «А.» стали связывать с размерами, компоновкой и интерьером пассажирских салонов. Фирменное название А. присвоено лишь самолёту А300В (1972) фирмы «Эрбас индустри». Название запатентовано как товарный знак.

**аэровокзал** — здание аэропорта для комплексного круглогодичного обслуживания воздушного транспорта, а также провожающих и встречающих. А. — основное сооружение пассажирского комплекса аэропорта. К А. со стороны городского подъезда примыкает привокзальная площадь (автостоянки, станции городского транспорта, торговые киоски, гостиница), а со стороны лётного поля — открытый перрон с причальными сооружениями для самолётов.

Различают А. внутренних и международных авиалиний. В зависимости от пропускной способности (пассажиров в час) А. в СССР подразделяли на группы: малые — 50, 100, 200, 400; средние — 600, 800, 1000; большие — 1500, 2000, 2500; особо большие — свыше 2500. При этом малые А. строили обычно по типовым проектам. Архитектурно-планировочное решение современных А. подчинено технологической системе обслуживания пассажиров, организации их посадки в самолёты. Для лучшего обслуживания населения больших городов и разгрузки А. аэропортов сооружаются городские А., например, в Москве.

**аэродинамика** (от греческого  $\alpha\{\{\epsilon\}\}$ г — воздух и  $d\{\{\dot{y}\}\}$ namis — сила) — 1) раздел механики сплошных сред, в котором изучаются закономерности движения жидкостей и газов (преимущественно воздуха), а также механическое и тепловое взаимодействие между жидкостью или газом и движущимися в них телами. Эта наука является одной из древнейших естественных наук, она возникла и развивалась под непосредственным воздействием запросов практики. При этом во все времена основное внимание привлекали две фундаментальные проблемы: проблема сопротивления аэродинамического и проблема подъёмной силы.

**Период классической гидродинамики** начинается работами И. Ньютона, который много внимания уделял исследованию проблемы сопротивления, а его интерес к этой проблеме был обусловлен принципиальным вопросом о возможности движения тел в пустоте (вопреки утверждениям философских школ Аристотеля и Декарта). В своих работах Ньютон различал 4 вида сопротивления: зависящее от плотности среды, т. е. от инерции, от сцепления частиц жидкости между собой, от силы трения между поверхностью тела и жидкостью, от упругости среды. Сопротивление, вызываемое сцеплением и упругостью, принималось Ньютоном постоянным и считалось очень малым, в особенности при больших скоростях. По Ньютону, сопротивление трения пропорционально скорости и также мало, в специальных случаях им можно пренебречь; для оценки сопротивления трения он дал классическую формулу, согласно которой касательное напряжение трения пропорционально производной скорости среды по нормали к направлению движения. Впоследствии эта формула была обобщена на случай произвольного движения среды и стала основной при решении задач механики вязкой жидкости. Сопротивление инерции пропорционально квадрату скорости и никогда не может исчезнуть, поскольку инерция является всеобщим механическим свойством для любых материальных тел. Все эти результаты носят общий, но качественный характер. Вместе с тем Ньютоном была предложена первая модель среды. Согласно этой модели, среда состоит из не взаимодействующих между собой частиц-корпускул; при столкновении с повестью тела корпускулы теряют компонент импульса, нормальный поверхности тела, и тем самым обуславливают давление в рассматриваемой точке поверхности, и, следовательно, сопротивление  $X$  и подъёмную силу  $Y$  тела, для расчёта которых получаются достаточно простые формулы. В частности, для плоской пластины площадью  $S$ , установленной под углом атаки  $\{\{\alpha\}\}$  к потоку жидкости (газа) плотности  $Q$ , набегающему со скоростью  $V\{\{\infty\}\}$ , нормальная сила  $N$  определяется формулой Ньютона:  $N = QV^2\{\{\infty\}\} \cdot S\sin^2\{\{\alpha\}\}$ ; отсюда  $Y = N\cos\{\{\alpha\}\}$ , и  $X = N\sin\{\{\alpha\}\}$ . По существу, это первый количественный результат в теоретической гидродинамике (см. *Ньютона теория обтекания*).

Дальнейший прогресс в гидродинамике и в теории сопротивления, в частности, связан с именами

Д. Бернулли, Ж. Д'Аламбера и Л. Эйлера. Если в целом охарактеризовать их роль в гидродинамике, то первым двум мы обязаны формулированию физических принципов, а последнему — математическому развитию этих принципов. Свои исследования они проводили в рамках механики сплошной среды, при этом, основываясь на экспериментальных результатах, они пренебрегали влиянием сил трения и рассматривали жидкость как идеальную, преимущественно несжимаемую, а само течение предполагали безвихревым, потенциальным, поскольку массовые силы (гравитационные силы), которые вызывают движение жидкости, являются потенциальными. Причину сопротивления они видели в давлении, передаваемом от жидкости к поверхности тела, обтекаемой, в отличие от ньютоновской концепции, безударно. Важным результатом обобщения экспериментальных исследований явилось *Бернулли уравнение*, которое связывает между собой значения потенциала массовых сил, давления и скорости вдоль линии тока и позволяет рассчитать поле давления по известному полю скоростей.

Большое внимание изучению проблемы сопротивления уделял Д'Аламбер. Исследуя при указанных выше предположениях сопротивление тела, в частности сферы, он пришёл к результату, который противоречил всему практическому опыту и вошёл в А. как *Д'Аламбера — Эйлера парадокс*: сопротивление тела при безотрывном обтекании его установившимся потоком идеальной несжимаемой жидкости равно нулю. Строго математически этот результат был получен Эйлером, который впервые вывел полную систему уравнений, описывающих движение идеальной жидкости, как несжимаемой, так и сжимаемой: *неразрывности уравнение* и уровня импульсов — *Эйлера уравнения*. После Эйлера работы по уравнениям гидродинамики были продолжены Ж. Лагранжем (см. *Лагранжа уравнения*). Под руководством Д'Аламбера был проведён большой объём экспериментальных исследований по сопротивлению тел и было установлено: а) сопротивление пропорционально квадрату скорости; б) сопротивление пропорционально площади миделя; в) закон пропорциональности нормальной силы квадрату синуса угла наклона обтекаемой плоскости справедлив только для углов между  $55$  и  $90$   $\{\{\circ\}\}$ ; г) влияние вязкости среды чрезвычайно мало, особенно при больших скоростях.

Обширные исследования, преимущественно экспериментальные, были проведены и другими исследователями той эпохи, например Дюбуа, Ж Борда. Именно под влиянием экспериментальных результатов Дюбуа Л. Навье в 1822 вывел уравнения динамики вязкой несжимаемой жидкости. В последующие годы уравнения движения вязкой жидкости были также получены С. Пуассоном (1829), А. Сен-Венаном (1843) и Дж. Стоксом (1845) (см. *Навье — Стокса уравнения*).

Большой вклад в теоретическую гидродинамику — динамику вязкой жидкости внёс Стокс. Кроме вывода дифференциальных уравнений, описывающих движение вязкой жидкости, он впервые применил метод анализа, основанный на разложении общего движения частицы жидкости на три составляющие: перемещение, деформацию и вращение (позднее этот метод был использован Г. Гельмгольцем для анализа движения идеальной жидкости). Стоксом было исследовано течение вязкой жидкости при малых *Рейнольдса числах*  $Re$  ( $Re \ll 1$ ) когда инерционными силами можно пренебречь по сравнению с силами давления и трения, так называемое ползущее движение, и была получена *Стокса формула*:  $X = 3 \{\{\pi\mu\}\} V \infty d$ , где  $\{\{\mu\}\}$  — динамическая вязкость,  $d$  — диаметр сферы (интерес к обтеканию тел при малых числах Рейнольдса был связан с изучением проблемы движения капель туманов). Однако проблема сопротивления при умеренных и больших значениях  $Re$ ; которая представляла наибольший практический интерес, оставалась нерешённой из-за сложной математической природы нелинейных дифференциальных уравнений Навье — Стокса.

Стоксом было высказано несколько важных идей. Он, например, писал, что ламинарное течение при определенных условиях «неустойчиво, так что малейшая причина вызывает нарушение состояния жидкости, которое увеличивается с движением тела до тех пор, пока все движение не примет совершенно другую форму». Указанная проблема в последующем была исследована О. Рейнольдсом, который в результате экспериментального изучения движения жидкости в трубах установил существование, кроме ламинарного, *турбулентного течения* и переход ламинарного течения в турбулентное при достижении некоторого вполне определенного значения  $Re$ . Им же

был предложен статистический подход к изучению осреднённых характеристик турбулентных течений со сдвигом и введён в рассмотрение тензор напряжений турбулентного трения.

Поскольку уравнения динамики вязкой жидкости очень сложны для теоретического анализа и с их помощью нельзя было решать прикладные задачи, то в теоретической гидродинамике большое внимание продолжало уделяться исследованиям движения идеальной жидкости. Существенный прогресс в науке связан с деятельностью Гельмгольца, который впервые исследовал закономерности вихревых течений жидкости, на возможность существования которых указывал ещё Эйлер. Гельмгольц (1858) вывел уравнение, определяющее скорость изменения вектора завихренности  $\{\{\omega\}\} = \text{rot}\mathbf{V}$  для фиксированной частицы жидкости. На основании этого уравнения он доказал теоремы о сохраняемости вихревых линий и интенсивности вихревых трубок в потоке несжимаемой жидкости при наличии потенциала массовых сил. Отсюда следует, что вихревые трубки не могут заканчиваться внутри жидкости: они либо образуют замкнутые кольца, либо опираются на твёрдые или свободные поверхности. На этих фундаментальных результатах базируются вихревые теории винта и крыла конечного размаха. Разработка теории вихревых течений была продолжена Г. Ганкелем, У. Томсоном (лордом Кельвином), Э. Бельтрами и др.

Стоксом в 1847 было высказано утверждение о возможности существования в потоке идеальной жидкости поверхности разрыва. Эта идея была разработана Гельмгольцем для струйных течений жидкости. Для решения проблемы сопротивления Г. Кирхгоф предложил схему обтекания с образованием полубесконечной застойной области, свободные границы которой представляют собой поверхности *тангенциальных разрывов* (см. также *Струйных течений теория*). Большой вклад в разработку этого направления был сделан лордом Рэлеем. В результате его исследований вычислены коэффициент сопротивления некоторых простых тел, например, пластины, установленной под углом к направлению потока. Эта теория хотя и объясняла причину появления сопротивления и позволяла получать количественные результаты для простейших случаев, которые, правда, не согласовывались с экспериментальными данными, но не решала проблемы сопротивления в целом; оставалось ещё много неясных вопросов: что вызывает сход линий тока с поверхности тела, когда и при каких условиях реализуется безотрывная и отрывная схема течения и т. д.

В конце этого периода созрели объективные условия для зарождения и развития теории полёта и были проведены достаточно обширные экспериментальные исследования, например О. Лилюенталем, в натурных условиях и на аэродинамических установках по сравнительному анализу аэродинамических свойств различных тел. Несмотря на значительный прогресс в теоретических и экспериментальных исследованиях, основные проблемы **А.** — проблема сопротивления и проблема подъёмной силы — оставались ещё нерешёнными.

Начало **периода современной аэродинамики** обычно связывают с первыми аэродинамическими исследованиями Ф. Ланчестера, относящимися к 1891, а также с работами Н. Е. Жуковского, С. А. Чаплыгина и Л. Прандтля. Ланчестер был инженером-практиком и результаты своих исследований, по его словам, излагал «на простом английском языке без математических украшений», но современники его не понимали из-за сложного характера подачи материала. Результаты исследований Ланчестера были опубликованы только в 1907. Запоздалое опубликование этих результатов стало причиной того, что его идеи не оказали существенного влияния на развитие **А.**, а были выдвинуты и разработаны независимо от него другими учёными.

Идея о *циркуляции скорости*  $\Gamma$  как причине создания подъёмной силы была выдвинута Жуковским (1906); им была доказана теорема (см. *Жуковского теорема*), согласно которой  $Y = \rho V \{\{\omega\}\} \Gamma$ . Принципиальное значение этой теоремы состоит в том, что создание подъёмной силы она связывает с наличием циркуляции скорости вокруг профиля или, иными словами, с интенсивностью вихря присоединенного. Но в идеальной жидкости образование вихрей невозможно, следовательно, это явление должно быть связано с проявлением неидеальных свойств

среды — её вязкостью. Поэтому теорема Жуковского позволяет рассчитывать значение подъёмной силы по заданной циркуляции  $\Gamma$ , но само значение  $\Gamma$  оставляет произвольным. Для получения искомого решения в рамках идеальной жидкости необходимо наложить дополнительное условие, которое было предложено Чаплыгиным и впервые использовано Жуковским для расчёта подъёмной силы *профиля крыла* под углом атаки (см. *Чаплыгина — Жуковского условие*). Оно состоит в требовании конечности скорости на острой задней кромке профиля. Т. о., проблема подъёмной силы, возникающей при обтекании аэродинамического профиля, была принципиально разрешена, а разработанные в последующие годы методы расчёта позволяли проводить её оценку для конкретных условий.

Первая попытка распространения вихревой теории на случай крыла конечного размаха была предпринята Ланчестером; она получила признание в научном мире и связала его имя с этой проблемой. Правда, независимо от него эта идея была высказана и разработана математически Жуковским (1912) применительно к гребному винту, а в завершённом виде теория крыла конечного размаха была создана Прандтлем (1918). При решении этой задачи предполагалось, что с задних острых кромок лопасти или крыла в поток дискретно или непрерывно сходят вихри, которые образуют за телом соответственно систему вихрей свободных или вихревую пелену. Характеристики завихренности при тех или иных предположениях связываются с геометрическими характеристиками лопасти или крыла, а в рамках теории идеальной жидкости разработанные эффективные методы построения поля скоростей по заданному полю завихренности позволяют рассчитать аэродинамические характеристики обтекаемого тела (см., например, *Крыла теория*); в частности, было показано, что коэффициент индуктивного сопротивления  $c_{x\{\infty\}}^2$ , где  $c_y$  — коэффициент подъёмной силы (см. *Аэродинамические коэффициенты*). Результаты расчётов по этим теориям достаточно хорошо согласуются с экспериментом для «хорошо обтекаемых» тел с острой задней кромкой.

В этот период проблема сопротивления по-прежнему находилась в центре внимания исследователей. Решающий вклад в её разрешение был внесён в начале XX в. Прандтлем. В 1904 он показал, что даже для очень маловязких жидкостей, какими являются воздух и вода, силы трения необходимо учитывать, но лишь в тонком пристеночном слое, в котором наблюдаются большие нормальные градиенты скорости, а потому инерционные силы и силы трения имеют одинаковый порядок. Таким образом, задачу об обтекании тела потоком вязкой жидкости при больших числах Рейнольдса Прандтль свёл к решению двух более простых задач; задачи об обтекании тела потоком идеальной жидкости, описываемой системой уравнений Эйлера, и задачи о течении вязкой жидкости в *пограничном слое*, описываемой полученными им уравнениями, которые в математическом отношении проще уравнений Навье — Стокса, а при их решении распределения давления и скорости на внешней границе пограничного слоя являются известными функциями. Пограничный слой, образующийся на поверхности тела, всюду тонок и в первом приближении не оказывает влияния на внешний потенциальный поток. Однако в областях с положительным градиентом давления ситуация может существенно измениться: пристеночные частицы жидкости могут затормаживаться и даже двигаться в направлении, не совпадающем с направлением потока на внешней границе пограничного слоя. В результате этого возникает *отрыв пограничного слоя*, потенциальное течение оттесняется от поверхности и за телом образуется обширная область вихревого течения, наличие которой обуславливает значительное увеличение сопротивления тела.

Экспериментальные исследования сопротивления «плохо обтекаемых» тел, когда за телом имеется обширная область завихренного течения, показали, что при определенном значении числа Рейнольдса сопротивление резко уменьшается — *кризис сопротивления*, или парадокс Эйфеля — Прандтля. Это явление было впервые экспериментально установлено А. Эйфелем (1912), а его объяснение дано Прандтлем: явление связано с переходом ламинарного течения в пограничном слое в турбулентное; турбулентный пограничный слой вследствие интенсивных обменных процессов может выдержать значительно большие положительные градиенты давления, благодаря чему точка отрыва пограничного слоя резко смещается вниз по потоку и существенно уменьшается

сопротивление давления.

Экспериментальные исследования также показали, что в определенном диапазоне чисел Рейнольдса течение жидкости в кормовой части «плохо обтекаемых» тел является нестационарным; так, например, при обтекании кругового цилиндра точки отрыва пограничного слоя на его верхней и нижней сторонах периодически перемещаются в противофазе по поверхности тела (автоколебания), оторвавшиеся пограничные слои сносятся вниз по потоку и сворачиваются в вихри; в результате за телом образуется цепочка дискретных вихрей — *вихревая дорожка*. Анализ плоской задачи о сопротивлении тела, за которым образуется вихревая дорожка, был проведен Т. фон Карманом (1912) в рамках теории идеальной жидкости. [Предполагалось, что силы трения (неидеальность жидкости) существенны лишь в пограничном слое, определяют его отрыв и массу жидкости, участвующей в вихревом движении.] Он показал, что устойчивым (точнее, минимально неустойчивым) является расположение дискретных вихрей в шахматном порядке при определенном соотношении между шагом вихрей в ряду и расстоянием между рядами вихрей; для этих условий он получил формулу для расчёта сопротивления тела, содержащую две неизвестные постоянные, значения которых должны определяться из эксперимента. Обобщение этой задачи на пространственный случай было дано Жуковским (1919).

С этого момента проблема сопротивления в принципиальном отношении была решена и началось бурное развитие **A.** невязкой и вязкой жидкости: углублялись знание и понимание исследуемых явлений, разрабатывались эффективные методы анализа и успешно решались прикладные задачи, а теоретическая **A.** оказывала всё большее влияние на формирование облика летательных аппаратов. Поэтому необходимо рассмотреть те трудности и проблемы, которые возникали по мере возрастания скорости полёта при оценке подъёмной силы и сопротивления летательного аппарата.

После окончания Первой мировой войны авиация интенсивно развивалась и скорости самолётов возросли настолько, что появилась необходимость учёта сжимаемости воздуха, которая характеризуется параметром подобия — *Маха числом M*.

Поскольку профили крыла самолёта были относительно тонкими, а углы атаки малыми, то в дозвуковой **A.** широко применялась линеаризация уравнений, лежащая в основе *Прандтля—Глауэрта теории*. В рамках этой теории с помощью простого преобразования (преобразования Прандтля—Глауэрта) задача сводится к решению уравнения Лапласа для преобразованного профиля, и мы имеем дело с задачей обтекания тела несжимаемой жидкостью, для анализа которой разработаны эффективные методы. Таким образом, эта теория дала простой и эффективный способ учёта сжимаемости воздуха.

Накануне Второй мировой войны в связи с увеличением скорости полёта самолётов встала задача о более строгом учёте сжимаемости, чем это делалось на основе линейной теории. В основу анализа был положен подход, предложенный Чаплыгиным ещё в 1902 — *годографа метод*. Он показал, что для дозвуковых течений уравнение для определения *потенциала скорости*, являющееся нелинейным в физической плоскости  $x, y$ , становится линейным в плоскости *годографа скорости* — в плоскости переменных  $V, \{\{Q\}\}$ , где  $V$  — модуль вектора скорости,  $\{\{Q\}\}$  — угол между осью  $x$  и направлением вектора скорости. Чаплыгин не только получил систему уравнений в плоскости *годографа*, но предложил приближённый метод её решения с помощью линеаризации уравнения адиабаты. На основе этих идей были предложены усовершенствованные методики учёта влияния сжимаемости газа на распределение давления по поверхности профиля крыла. Существенный вклад в разработку этого направления внесли С. А. Христианович, а за рубежом — Карман и Тзян.

В конце 30-х — начале 40-х гг. числа Маха полёта  $M_{\{\infty\}}$  самолётов превысили критическое значение  $M_*$ , при котором в некоторой точке на профиле скорость потока достигает значения, равного местной скорости звука. При  $M_{\{\infty\}} > M_*$  на профиле образуются местные сверхзвуковые зоны, которые замыкаются *ударными волнами* (скачками уплотнения). В ударных волнах происходит необратимый переход части кинетической энергии потока в тепловую, что

обуславливает появление *волнового сопротивления*, механизм которого определенным образом моделируется в рамках теории идеального газа. При  $M \rightarrow 1$  волновое сопротивление стремительно возрастает, и это поставило перед развивающейся реактивной авиацией проблему *звукового барьера*. Для повышения значения критического числа Маха и преодоления звукового барьера наиболее эффективной мерой оказалось применение стреловидного крыла (см. *Стреловидного крыла теория*). Использование стреловидного крыла позволило преодолеть трансзвуковой диапазон скоростей полёта и во второй половине 40-х гг. достичь сверхзвуковых скоростей полёта. В теоретическом плане анализ трансзвуковых течений значительно усложняется из-за того, что возмущения, вносимые тонким телом в поток, имеют разный порядок по пространственным координатам; в рамках возмущений теории получаются нелинейные уравнения — уравнения Кармана. На основе этих уравнений были проанализированы многие задачи и установлены законы трансзвукового подобия.

При анализе *сверхзвуковых течений* около тонких тел и профилей вновь широко используется линеаризованная теория, которая позволяет получить ряд важных для решения прикладных задач результатов: Аккерета формулы, площадей правило, обратимости теорему и др. Они дали возможность рационально проводить компоновку летательного аппарата и достаточно надёжно рассчитывать его аэродинамические характеристики.

При больших сверхзвуковых (гиперзвуковых) скоростях движения летательного аппарата возникает ряд новых проблем, с которыми и не приходилось сталкиваться при до-, транс- и умеренных сверхзвуковых скоростях полёта. Наиболее важной среди них является проблема аэродинамического нагрева; она, как правило, решается либо в рамках теории пограничного слоя, либо экспериментальным путём. С повышением скорости полёта температуры воздуха у поверхности летательного аппарата возрастают настолько, что начинают проявляться свойства реального газа (см. *Реального газа эффекты*); поэтому при расчёте аэродинамических характеристик летательного аппарата необходимо использовать сложные соотношения, отражающие реальное поведение термодинамических функций и коэффициент переноса воздуха (см. *Переносные свойства среды*) в зависимости от температуры и давления. Кроме того, с увеличением числа Маха сокращается область возмущённого течения в окрестности летательного аппарата (головная ударная волна располагается вблизи обтекаемой поверхности), а толщина пограничного слоя увеличивается. Всё это приводит к тому, что потоки идеального и вязкого газа начинают взаимодействовать между собой. По энергетическим соображениям движение летательного аппарата с большими сверх- и гиперзвуковыми скоростями происходит на больших высотах при относительно малых числах Рейнольдса (из-за малой плотности воздуха), что также содействует усилению эффекта взаимодействия потоков. Всё это значительно усложняет теоретический анализ, и во многих случаях для получения надёжных данных необходимо уже использовать уравнения Навье — Стокса, численный анализ которых существенно более труден, чем анализ уравнений Эйлера и Прандтля. Наконец, следует отметить, что при движении летательного аппарата на больших высотах начинают проявляться молекулярные эффекты, и расчёт аэродинамических характеристик должен уже проводиться не с помощью уравнений механики сплошной среды, а на основе уравнений кинетической теории газов (см. *Разреженных газов динамика*).

**А.** продолжает интенсивно развиваться; уделяется значительное внимание исследованию ещё неразрешённых фундаментальных проблем, таких, например, как турбулентность, отрывные течения (плоские и пространственные). Большое значение приобрела вычислительная **А.**, которая существенно расширяет возможности теоретических исследований. Надо отметить, что вычислительная **А.**, в свою очередь, оказывает немалое влияние на развитие вычислительной техники из-за очень сложной математической природы её дифференциальных уравнений. Современное состояние **А.** позволяет ей успешно решать сложные прикладные задачи по формированию облика летательного аппарата и определению его аэродинамических характеристик, включая их оптимизацию, и тем самым активно содействовать прогрессу авиационной и аэрокосмической техники.

В. А. Башкин, В. В. Сычёв.

2) **А. летательных аппаратов** — раздел прикладной механики, служащий научным фундаментом для аэродинамического проектирования летательных аппаратов. Включает методологию научных исследований, сочетающую теоретическое и экспериментальное изучение физических явлений с целью использования полученных знаний в практике конкретной научно-исследовательской и опытно-конструкторской работы. В зависимости от вида летательных аппаратов различают **А.** самолётов, **А.** вертолётов и т. д.

**А.** летательных аппаратов как синтез теоретических и экспериментальных исследований возникла из потребностей практики и служит прежде всего её интересам, поэтому развитие **А.** летательных аппаратов тесно связано с этапами развития авиации.

Как научное направление **А.** сформировалась в первой четверти XX в., то есть вскоре после появления первых летательных аппаратов тяжелее воздуха. В конце XIX — начале XX вв. из-за отсутствия должной теоретической и экспериментальной базы для определения аэродинамических характеристик летательных аппаратов и выбора рациональных параметров их компоновки могли быть использованы лишь простейшие теоретические и экспериментальные результаты и методы. Поиск пригодных на практике решений часто осуществлялся методом проб и ошибок, что приводило ко многим неудачам и даже катастрофам. Развитие авиации настоятельно требовало создания специальных исследовательских центров и организаций, основная деятельность которых была бы направлена на решение возникавших практических задач и которые могли бы обеспечить конструкторов методами расчёта, рекомендациями, справочным материалом и тем самым создать научную основу аэродинамическим проектированиям летательных аппаратов.

В 1904 под руководством Жуковского был создан первый в мире *Аэродинамический институт*. В последующие годы в ряде стран были организованы государственные исследовательские институты (в Великобритании, США, Германии, Франции). В 1918 по инициативе Жуковского создаётся *Центральный аэрогидродинамический институт*. Созданием исследовательских центров по авиации был завершён этап становления и формирования **А.** летательных аппаратов как раздела прикладной механики.

Задача выбора рациональных параметров крыла, одна из основных в *аэродинамическом расчёте* самолёта, встала в полной мере одновременно с созданием первых самолётов. На начальном этапе развития авиации были поняты значение профиля крыла (вогнутый профиль имел лучшие характеристики, чем плоская пластинка) и роль *удлинения* крыла (для увеличения площади крыла с точки зрения аэродинамики выгоднее увеличивать его размах, а не хорду). После того как Прандтль развил теорию крыла конечного размаха, это положение получило теоретическое обоснование — увеличение удлинения крыла приводит к уменьшению индуктивного сопротивления.

Успешные полёты первых самолётов вызвали появление новых конструкций и их модификаций. Совершенствование аэропланов в те годы осуществлялось не только в направлении увеличения грузоподъёмности и улучшения лётных качеств, но и в значительной мере было направлено на улучшение *управляемости* летательного аппарата, его *устойчивости* и *взлётно-посадочных характеристик*. (Вопросы размещения органов балансировки и управления, выбора их размеров и конструктивных схем, а также связанного с этим выбора параметров систем управления были объектом исследований и экспериментов многие годы.) В это время берёт своё начало и один из разделов **А.** летательных аппаратов — аэродинамика органов управления. Среди первых самолётов наблюдалось большое разнообразие аэродинамических схем, определявшихся расположением органов продольной балансировки и управления. Многие из этих схем получили дальнейшее развитие и более или менее широко применялись в последующие годы (так называемая нормальная схема — *горизонтальное оперение* за крылом, схемы «утка» и «бесхвостка»). Определились и стали затем традиционными аэродинамические органы управления самолётом в полёте. Это руль направления, обеспечивающий путевое управление и располагающийся на киле

(килях); руль высоты (его называют и рулём глубины), обеспечивающий продольное управление и располагающийся на *стабилизаторе (дестабилизаторе)*; *элероны*, служащие для управления по крену; *элевоны* — органы управления, совмещающие функции руля высоты и элеронов.

Начальный период развития авиации характеризуется большим многообразием аэродинамических схем, что явилось отражением поиска компромисса между требованиями **А.** и прочности авиационных конструкций. Среди первых самолётов были *монопланы, бипланы, трипланы* и даже *полипланы*. Для аэропланов первого периода лучшей оказалась бипланная схема. Самолёты, выполненные по такой аэродинамической схеме, при равной с монопланом суммарной площади крыла оказывались более лёгкими, а следовательно, более грузоподъёмными. По условиям прочности крыльям бипланов можно было придать (и это делали) большее удлинение, снизив тем самым индуктивное сопротивление. Первые монопланы ввиду недостаточной жесткости и прочности тонкого крыла нуждались в большом числе подкрепляющих элементов (подкосов, растяжек и т. п.), что сильно увеличивало их аэродинамическое сопротивление и не позволяло повысить удлинение крыла, а с ним и *аэродинамическое качество* летательных аппаратов. Только применение профилей с большой *относительной толщиной* (начиная примерно с 20-х гг.) позволило перейти к аэродинамической схеме свobodнонесущего моноплана.

Характерно, что первоначально эта схема получила распространение на самолётах, от которых требовались повышенная грузоподъёмность и дальность (экономичность), например, на тяжёлых бомбардировщиках и пассажирских машинах. В то же время для самолётов, от которых требовались высокие и манёвренные данные и скорости (истребители), примерно до начала 30-х гг. применялась исключительно бипланная схема, более выгодная в весовом отношении для самолётов небольших размеров со сравнительно малой *удельной нагрузкой* на крыло. Поэтому в 20—30-х гг. аэродинамическое совершенствование самолётов проходило по линии как бипланной, так и монопланной схем. Но в конце 30-х гг. проявились заметные преимущества монопланной схемы для самолётов почти всех назначений и она стала господствующей в последующие периоды развития авиации. Наряду с грузоподъёмностью скорость полёта становилась всё более важным фактором для военных летательных аппаратов и в экономической оценке пассажирских самолётов. Уровень аэродинамического совершенства летательных аппаратов стал играть всё возрастающую роль в повышении эффективности (боевой или экономической) использования летательных аппаратов.

Вообще в 20—40-х гг. **А.** летательных аппаратов развивалась очень быстрыми темпами. Этому способствовало то обстоятельство, что в конце 20-х — начале 30-х гг. в разных странах в основном уже были созданы совершенные для того времени экспериментальные установки, позволявшие развивать наиболее важные направления исследований в области теоретической и экспериментальной **А.** для надёжного решения возникавших практических задач, Интенсивное развитие получила теория крыла конечного размаха и теория *воздушного винта* — важнейшие разделы **А.** летательных аппаратов. Результаты теоретических исследований после тщательной экспериментальной проверки и обобщения принимались за основу в практической работе. Разработанные методы расчёта позволяли обоснованно определять наивыгоднейшую форму крыла в плане, влияние крыла на хвостовое оперение и тем самым выбирать форму и расположение горизонтального оперения, учитывать взаимодействие *несущих поверхностей* (биплан, полиплан). Появилась возможность учитывать влияние работающего воздушного винта на распределение нагрузки по размаху крыла и работу хвостового оперения и на этой основе вводить поправки в результаты эксперимента в *аэродинамических трубах*.

Наличие аэродинамических труб больших размеров и чувствительной измерительной аппаратуры позволило развернуть широкие исследования с целью выяснения возможностей существ, улучшения аэродинамических и, следовательно, летно-технических характеристик летательных аппаратов. Использование *зализов*, улучшение обводов фюзеляжа, устранение различных щелей и выступов, специальное капотирование двигателей, применение сначала обтекателей шасси, а затем убирающегося шасси существенно видоизменили облик самолётов и в значительной степени

обусловили резкое улучшение их лётных данных в 30-е гг.

Очень большое значение для развития **А.** летательных аппаратов и самолётостроения в целом имела постройка больших (натурных) аэродинамических труб. Создание таких чрезвычайно сложных в инженерном отношении и дорогих экспериментальных сооружений, в которых испытаниям подвергаются уже не модели, а самолёты целиком или их крупномасштабные макеты, было по силам только крупнейшим развитым государствам. В СССР во второй половине 30-х гг. был организован новый аэродинамический центр (Новый ЦАГИ), оснащённый крупнейшими для того времени натурными аэродинамическими трубами. Подобные экспериментальные установки позволяли проводить уникальные исследования, которые в принципе не могли быть выполнены на малых моделях.

Экспериментальные и теоретические исследования **А.** летательных аппаратов показали, что для самолётов с хорошо обтекаемыми формами основным источником сопротивления является трение воздуха об обтекаемую поверхность, обусловленное его вязкостью. Самый естественный способ снижения *сопротивления трения* заключался в уменьшении площади трения (прежде всего площади крыльев). Это привело к отказу от бипланной схемы и переходу к свободонесущему моноплану с повышенной удельной нагрузкой на крыло. С целью дальнейшего уменьшения сопротивления трения начались работы по созданию *ламинарных профилей* крыла, обладавших пониженным *профильным сопротивлением*. В конце 30-х гг. в СССР были разработаны первые ламинаризованные профили и компоновки крыльев на их основе.

Стремление не допускать сильного увеличения взлётно-посадочных скоростей и дистанций самолётов, отличавшихся повышенной нагрузкой на крыло, привело к ускорению исследований по механизации крыла и поиску методов борьбы со сваливанием. В 30—40-х гг. объём научных исследований и экспериментальных работ в этих направлениях значительно возрос. Практически все скоростные самолёты второй мировой войны оснащались тем или иным видом механизации крыла. В самом начале 40-х гг. выполнены первые практические работы (СССР, Германия) по непосредственному управлению пограничным слоем (отсос пограничного слоя, его сдув), которое осуществлялось на элементах механизации крыла (закрылках, зависающих элеронах). В 30-е гг. значительное развитие получила теория воздушного винта. Были созданы винты изменяемого шага, что способствовало улучшению лётных данных самолётов. Было выявлено существенное влияние сжимаемости воздуха на аэродинамические характеристики винтов, что позволило сформулировать специальные требования к проектированию винтов для самолётов различных типов.

Непрерывный рост мощностей двигателей был связан со значительным увеличением потерь на их охлаждение. Разработкой рациональных туннельных, крыльевых радиаторов и капотов для двигателей воздушного охлаждения был завершён к началу 40-х гг. комплекс аэродинамических исследований и конструктивных мероприятий, направленных на радикальное уменьшение лобового сопротивления самолётов с поршневыми двигателями.

Ещё Жуковским были заложены основы аэродинамического расчёта самолётов, задачей которого является определение основных лётных данных. В 20-х гг. были разработаны основные методы расчёта лётных характеристик, в 30-е гг. они получили дальнейшее развитие. Были созданы инженерные методы определения основных лётных данных летательного аппарата на различных этапах проектирования самолёта и в различных приближениях. Установлены приближённые связи наиболее существенных конструктивных параметров самолёта с его основными лётными данными. В это время берёт своё начало новое направление **А.** летательных аппаратов, связанное с проблемой рационального выбора параметров самолёта, которые обеспечивали бы выполнение предъявляемых к конкретному летательному аппарату требований, а также с оценкой перспектив развития авиации.

Последующие этапы совершенствования **А.** летательных аппаратов связаны с широким использованием в авиации реактивного двигателя и выходом на околозвуковую и сверхзвуковую

скорости полёта. Хотя некоторые аспекты **А.** больших скоростей были разработаны ещё до Второй мировой войны (главным образом в теоретическом плане), основные работы в этом направлении развернулись уже после её окончания.

Учет сжимаемости воздуха привел к необходимости пересмотра и уточнения многих основных положений и выводов **А.** летательных аппаратов. Потребовалось создать новые около-, транс- и сверхзвуковые аэродинамические трубы. Аэродинамический эксперимент всегда играл существенную роль, но в этот период развития **А.** летательных аппаратов его роль возросла ещё больше.

В связи с интенсивным ростом скоростей полёта возникла проблема разработки специальных крыловых профилей. На основе теоретических и расчётных методов, опиравшихся на специально проведённые экспериментальные исследования и их обобщения, был создан метод аэродинамического проектирования профилей, позволивший рассчитывать их геометрию под заданные конкретные условия. Во второй половине 40-х гг. для околозвуковых самолётов были разработаны принципы аэродинамической компоновки прямых, крыльев, удовлетворяющей всем требованиям на основных режимах полёта. Однако наибольшее влияние на дальнейшее развитие авиации оказало создание стреловидных крыльев и тонких крыльев малого удлинения, использование которых не только повышало критическое число Маха, но и значительно уменьшало интенсивность кризисных явлений и аэродинамическое сопротивление крыла в трансзвуковом диапазоне скоростей. Создание в конце 40-х гг. самолётов со стреловидными крыльями, способных развивать околозвуковые скорости, потребовало глубоких и разносторонних теоретических и экспериментальных исследований.

В теоретической области **А.** летательных аппаратов продолжалось интенсивное развитие теории крыла конечного размаха к теории пограничного слоя, где были получены фундаментальные результаты. Были созданы новые методики аэродинамического расчёта летательных аппаратов с реактивными двигателями, учитывающие специфику полёта с большими скоростями, ускорениями и углами набора высоты. Большим достижением экспериментальной **А.** летательных аппаратов, существенно расширившим возможности исследования, явилось создание аэродинамических труб с перфорацией стенок их рабочей части, что позволило проводить испытания летательных аппаратов или их моделей с непрерывным переходом через скорость звука. Первая такая труба была введена в эксплуатацию в 1947 в СССР. Комплексные исследования в области **А.** летательных аппаратов околозвуковых скоростей явились тем фундаментом, на основе которого был в конце 40-х гг. создан ряд реактивных самолётов с прямыми и стреловидными крыльями, обладавших высокими лётно-техническими характеристиками.

Совершенствование турбореактивных двигателей, особенно в направлении увеличения развиваемой ими тяги на больших скоростях полёта, и использование стреловидного крыла создали реальные возможности для быстрого прогресса в освоении сверхзвуковых скоростей полёта. Прогрессу в этой области способствовали разработка и строительство сверхзвуковых аэродинамических труб больших размеров, вступивших в строй в конце 40-х — начале 50-х гг. в СССР и за рубежом.

Развитие сверхзвуковой авиации и создание ракетной техники сделали актуальным решение ряда проблем, в том числе проблемы волнового сопротивления. С середины 40-х гг. получает широкое развитие линейная теория крыла в сверхзвуковом потоке. Систематические экспериментальные исследования и сравнение их результатов с результатами линейной теории показали возможность её использования для практических целей. Основным и наиболее эффективным способом снижения волнового сопротивления являлось увеличение стреловидности крыльев и уменьшение относительной толщины профилей. Одновременно со стреловидными крыльями стали рассматриваться трапециевидные крылья малого удлинения (ромбовидные крылья), а также крылья треугольной формы в плане с малой относительной толщиной. Все эти крылья нашли практическое применение на сверхзвуковых самолётах и ракетах. Экспериментальные

исследования показали, что значительная часть прироста волнового сопротивления, особенно на скоростях, близких к скорости звука, обусловлена *интерференцией аэродинамической*. В результате экспериментальных и теоретических исследований было сформулировано правило площадей. Это простое правило, учитывающее изменение площади поперечных сечений летательного аппарата по его длине, создало удобное для аэродинамического проектирования геометрическое представление, а его реализация в компоновке летательного аппарата снижала волновое сопротивление.

Значительные усилия направлялись на экспериментальную проверку теоретических положений о возможности уменьшения сопротивления, обусловленного подъёмной силой, путём реализации эффекта *подсасывающей силы* при дозвуковых передних кромках крыла. Для ряда случаев были получены положительные результаты, давшие заметное уменьшение сопротивления, особенно с применением специальной деформации передней кромки, так называемой конической *крутки крыла*, которая использовалась на некоторых сверхзвуковых самолётах.

Развитие сверхзвуковой авиации было неразрывно связано с совершенствованием силовых установок. Их размещение, и особенно размещение и устройство *воздухозаборников*, во многом определяют облик летательного аппарата и его аэродинамические характеристики. Были созданы регулируемые входные системы для воздухозаборников различных типов, что позволило увеличить скорость и дальность полёта сверхзвуковых самолётов.

Быстрое развитие электронно-вычислительных машин существенно расширило возможности численного решения задач **A.** летательных аппаратов. К ним относятся: расчёт аэродинамических характеристик летательных аппаратов, основанный на теории несущей поверхности, панельном методе (см. *Крыла теория*); численные методы расчёта оптимальной деформации срединной поверхности тонкого крыла; расчёты обтекания стреловидных крыльев вязким потоком при трансзвуковых скоростях, обтекания крыльев при больших углах атаки; оптимальных режимов полёта. Благодаря широкому применению электронно-вычислительных машин стали развиваться методы выбора оптимальных параметров летательных аппаратов.

В связи с созданием *самолётов вертикального взлёта и посадки* перед **A.** летательных аппаратов возникли новые задачи, наиболее существенной из которых является учёт влияния вертикальной струи подъёмного двигателя на обтекание крыла и всего самолёта, особенно вблизи поверхности земли.

Дальнейшее развитие авиации поставило ряд новых проблем. Значительный рост воздушных перевозок требует создания пассажирских и транспортных самолётов с высокой топливной эффективностью, что может быть обеспечено путём дальнейшего совершенствования аэродинамических характеристик летательных аппаратов и использования экономичных двигателей. В целях повышения экономического совершенства летательных аппаратов разрабатываются крылья со *сверхкритическим профилем* и большого удлинения, изучается возможность уменьшения сопротивления трения путём естественной и искусственной *ламинаризации пограничного слоя*. Экономичность силовой установки повышается путём увеличения *степени двухконтурности*. Изучается возможность использования воздушных винтов нового поколения — винтовентиляторов. В целях повышения эффективности военных самолётов продолжают исследования аэродинамических компоновок *самолётов с крылом изменяемой в полёте стреловидности*, способных совершать полёт на различных режимах с оптимальной для выбранного режима конфигурацией крыла. Ведётся разработка компоновок высоко манёвренных самолётов различных аэродинамических схем с использованием для улучшения лётных характеристик на около- и сверхзвуковых скоростях полёта и при больших углах атаки сравнительно тонкого крыла умеренного удлинения, *адаптивного крыла*, существенной статической неустойчивости на дозвуковых скоростях полёта, *управления вектором тяги*, суперциркуляции (см. *Энергетическая механизация крыла*) и других решений.

На современном этапе **A.** летательных аппаратов располагает развитым аппаратом теоретических и

экспериментальных исследований сложных физических явлений, мощными вычислительными средствами и методами численного решения разнообразных задач по определению аэродинамических характеристик летательных аппаратов, его лётных данных, поиску его оптимальных параметров и режимов полёта.

*К. Ю. Косминков, В. Г. Микеладзе.*

*Лит.:* Жуковский Н. Е., Теоретические основы воздухоплавания. Собр. сочинен, т. 6, М.—Л., 1950; Прандтль Л., Гидроаэромеханика, пер. с нем., М., 1951; Пышнов В. С., Из истории летательных аппаратов, сб. 1, М., 1968; его же, Основные этапы развития самолета, М., 1984; ЦАГИ — основные этапы научной деятельности 1918—1968 гг., М., 1976; Кюхеман Д., Аэродинамическое проектирование самолетов, пер. с англ., М., 1983.

**аэродинамическая компенсация** — уравнивание шарнирного момента (ШМ) аэродинамическими силами (различают собственно **А. к.** и *сервокомпенсацию*); устройства для уменьшения шарнирного момента органа управления (ОУ). По принципам действия и конструктивному исполнению устройств различают осевую, внутреннюю и роговую **А. к.** Вследствие простоты конструктивного исполнения и хороших аэродинамических данных наибольшее распространение получили осевая **А. к.** и осевая **А. к.**, совмещённая с сервокомпенсацией.

**Осевая аэродинамическая компенсация** — часть ОУ (рис. 1), расположенная впереди его оси вращения и простирающаяся по всему его размаху. Суть осевой **А. к.** состоит в смещении оси вращения ОУ к его *центру давления*, в результате чего при отклонении ОУ на части поверхности ОУ, расположенной перед осью вращения, аэродинамические силы создают момент, противоположный моменту, возникающему на части поверхности, расположенной за осью вращения (происходит компенсация ШМ). Слишком сильное смещение оси вращения к центру давления может приводить к перекомпенсации. Осевая **А. к.** характеризуется относительной хордой  $\{B\} = b_{ок}/b$  и относительной площадью осевой компенсации  $\{S\}_{ок}$ , равной отношению площади поверхности  $S_{ок}$  осевой компенсации к общей (габаритной) площади поверхности  $S$  ОУ и выражаемой обычно в процентах:  $S_{ок} = 100\% * S_{ок}/S$ . С увеличением относительной площади осевой **А. к.** ШМ ОУ, как правило, уменьшается. На значение ШМ оказывает влияние не только  $S_{ок}$ , но и форма профиля. Наиболее распространены формы профиля осевой компенсации в виде окружности, параболы, эллипса и клина (рис. 2). С увеличением «полноты» профиля осевой **А. к.** при  $\{3\}_{ок} = const$  ШМ ОУ уменьшается. С увеличением площади осевой компенсации, а также полноты носка, наряду с уменьшением ШМ ОУ, заметно усиливается нелинейный характер изменения коэффициент ШМ  $m_u$  ОУ от угла его отклонения, в результате чего при больших углах отклонения эффективность осевой компенсации уменьшается (рис. 3) из-за срыва потока с носка ОУ, и ШМ резко возрастает. Поскольку *эффективность органов управления* также зависит от площади поверхности осевой компенсации и формы её профиля, что особенно заметно при больших углах отклонения ОУ, то с увеличением  $S_{ок}$  и полноты формы профиля осевой **А. к.** эффективность ОУ сохраняется до меньших углов его отклонения по сравнению с ОУ без осевой компенсации или осевой **А. к.** с меньшей полнотой носка.

**Внутренняя аэродинамическая компенсация** представляет собой компенсирующую пластину впереди оси вращения ОУ по всему его размаху (рис. 4). Компенсирующая пластина располагается в полости, которая соединена с внешним пространством узкими щелями в местах сопряжения ОУ с несущей поверхностью. Верхняя часть полости отделена от нижней герметичным устройством (обычно гибкая перегородка из резиновой ткани).

При отклонении ОУ возникает разность давлений на его верхней и нижней поверхностях. Эта разность давлений в зоне оси вращения передаётся через щели внутрь полости и действует на компенсирующую пластину, создавая ШМ, обратный по знаку создаваемому основной частью ОУ, расположенной за осью вращения. Внутренняя **А. к.** наиболее эффективна на больших скоростях полёта, но при этом возникают сложности при её размещении в тонких профилях, характерных для

скоростных летательных аппаратов. Кроме того, преимуществом внутренней **А. к.** является то, что компенсирующая пластина не вносит никаких дополнительных возмущений в поток при отклонении ОУ. Внутренняя компенсация обладает меньшей эффективностью как средство уменьшения ШМ по сравнению с осевой **А. к.** при одинаковых значениях относительной площади компенсации.

**Роговая аэродинамическая компенсация** является частью ОУ, расположенной впереди оси вращения в концевых его частях (рис. 5). Роговые компенсаторы создают ШМ относительно оси вращения ОУ обратного знака по сравнению с моментом, который создаёт основную его поверхность. Обычно ОУ с роговой компенсацией характеризуется большой относительной хордой компенсатора, который при больших углах отклонения и больших скоростях ухудшает обтекание несущей поверхности, что может привести к преждевременным нежелательным вибрациям. На практике роговую компенсацию, как правило, применяют совместно с осевой, что позволяет в большей степени влиять на изменение ШМ ОУ в зависимости от угла *атаки*. Кроме того, упрощается *весовая компенсация* ОУ с роговой **А. к.** благодаря размещению груза и роговом компенсаторе.

*В. Г. Микеладзе.*

Рис. 1. Аэродинамическая компенсация: 1 — несущая поверхность; 2 — площадь поверхности  $S_{ок}$  аэродинамической компенсации; 3 — общая (габаритная) площадь  $S$  органов управления;  $O$  — ось вращения органов управления.

Рис. 2. Формы профилей осевой аэродинамической компенсации (в сечении  $A — A$  на рис. 1);  $R$  — радиус окружности носка;  $O$  — ось вращения органа управления;  $M_{\infty}$  — шарнирный момент.

Рис. 3. Зависимости коэффициента шарнирного момента  $m_w$  и эффективности  $\{\{\epsilon\}\}$  (условные единицы) органа управления от угла  $\{\{\delta\}\}$  его отклонения при различных профилях осевой компенсации (см. рис. 2): 1 — так называемая конструктивная компенсация (практически без компенсации); 2 — «эллипс» ( $S_{ок} = 26\%$ ); 3 — «окружность» ( $S_{ок} = 30\%$ ).

Рис. 4. Схема внутренней аэродинамической компенсации (в сечении  $A — A$  на рис. 1): 1 — верхняя часть полости; 2 — щель; 3 — внутренняя компенсирующая пластина; 4 — нижняя часть полости; 5 — гибкая перегородка;  $F1, F2$  — аэродинамические силы;  $M_{\infty}$  — шарнирный момент.

Рис. 5. Роговая аэродинамическая компенсация: 1 — роговой компенсатор;  $O$  — ось вращения органа управления.

**аэродинамическая схема самолёта.** **А. с.** характеризует геометрические и конструктивные особенности самолёта. Известно большое число признаков, по которым характеризуют **А. с.**, но в основном их принято различать: по взаимному расположению крыла и горизонтального оперения (ГО); числу крыльев — основных несущих поверхностей; расположению крыла относительно фюзеляжа; типу и расположению двигателей; диапазону *Маха чисел* полёта  $M_{\infty}$ ; способу и методу взлёта и посадки.

В зависимости от взаимного расположения крыла и ГО выделяют следующие основные аэродинамические схемы.

**Нормальная** (обычная, рис. 1, а) **А. с.** — ГО (*стабилизатор*) расположено сзади (по полёту) крыла. Эта схема получила наибольшее распространение вследствие простого решения вопросов *продольной устойчивости* и *продольной управляемости* на всех режимах полёта. Наличие скоса потока за крылом уменьшает истинный угол атаки  $\{\{\alpha\}\}$  ГО и тем самым обеспечивает высокую эффективность продольного управления на всех режимах полёта, включая и большие  $\{\{\alpha\}\}$ . Только для нестреловидных крыльев большого удлинения может возникнуть опасность появления срыва потока на ГО при больших углах атаки. В обычных случаях при такой схеме может быть

легко обеспечена потребная эффективность продольного управления. Характеристики продольной устойчивости летательных аппаратов нормальной **А. с.** для крыльев некоторых форм в плане при увеличении ее могут изменяться в неблагоприятную сторону — нелинейное нарастание скоса потока, которое наблюдается, например, у стреловидных крыльев, может привести к образованию статической неустойчивости. Эти особенности в значительной степени зависят от расположения ГО по высоте относительно плоскости крыла. Для обеспечения *статической устойчивости* самолёта нормальной **А. с.** положение его центра тяжести выбирается впереди *фокуса аэродинамического* всего самолёта, чему способствует само ГО, поскольку, как правило, оно значительно сдвигает аэродинамический фокус летательного аппарата назад.

«Бесхвостка» («Б», *летающее крыло*, если у самолёта нет фюзеляжа, рис. 1, б, в). У самолётов этой схемы ГО отсутствует, а в качестве органов продольного управления используют *элевоны, элероны, закрылки, флапероны*, которыми в этом случае осуществляется и поперечное (по крену) управление. Запас продольной статической устойчивости (см. *Степень устойчивости*) самолётов **А. с.** «Б» определяется взаимным положением его центра тяжести и аэродинамического фокуса крыла.

Главный недостаток «Б» заключается в малом плече органов продольного управления, расположенных на крыле. Вследствие этого для продольного управления (например, создания момента на *кабрирование* для выхода на большие углы атаки) необходимо прикладывать вертикальную силу, направленную вниз, в 1,5—2 раза большую, чем при нормальной схеме. Это приводит к неприятной для лётчика реакции самолёта, так называемой *просадке* (в первый момент после отклонения элевонов возникает отрицательное вертикальное ускорение), что в итоге приводит к увеличению времени переходного процесса при управлении. Кроме того, наличие статической устойчивости «Б» требует для обеспечения продольной *балансировки* самолёта значительных отклонений элевонов вверх, что уменьшает подъёмную силу и ухудшает аэродинамическое качество с ростом углов атаки. Наконец, взлёт и посадка самолёта этой **А. с.** осуществляется без использования *механизации крыла*, поскольку возникающий при её отклонении продольный момент практически нечем уравновесить. Это приводит к тому, что на «Б» необходимо устанавливать крыло большей площади, то есть с уменьшенной удельной нагрузкой на крыло. В последние годы появилась возможность в некоторой степени уменьшить этот недостаток путём применения автоматических систем управления летательным аппаратом с продольной статической неустойчивостью, так как в этом случае для продольной балансировки летательного аппарата элевоны отклоняют вниз, что увеличивает подъёмную силу. Необходимость обеспечения возможно большего плеча продольного управления на «Б» ограничивает использование благоприятных с точки зрения аэродинамического качества форм крыльев в плане. Вследствие указанного на «Б» приходится использовать крыло практически треугольной формы в плане и большой стреловидности, малое удлинение крыла ( $\lambda = 2—2,2$ ).

Несколько типов сверхзвуковых самолётов **А. с.** «Б» были созданы фирмой «Комвэр» (F-102, F-106 и В-58). Эти самолёты обладали указанными выше недостатками. В течение многих лет фирма «Дассо» (см. также «*Дассо-Бреге*») выпускает истребители и бомбардировщики серии «Мираж» по **А. с.** «Б». В последних моделях самолётов «Мираж» используется продольная статическая неустойчивость и соответствующая автоматика в канале управления продольным движением. Для сверхзвуковых однорежимных самолётов, когда главным режимом является сверхзвуковой крейсерский полёт, можно «настроить» геометрию «Б» на этот режим и создать самолёт с высоким аэродинамическим качеством. Однако и в этом случае трудно обеспечить хорошие характеристики на взлёте и посадке. Удачными примерами решений для такого типа самолётов являются Ту-144 и «Конкорд».

«Утка» (рис. 1, г) — в этой схеме ГО (*дестабилизатор*) расположено впереди крыла и впереди центра тяжести самолёта. Главное достоинство схемы «утка» — осуществление продольной балансировки при помощи положительной подъёмной силы, приложенной к впереди расположенному ГО. Образование на самолёте моментов на пикирование (например, от

отклонённой механизации крыла, отклонённого сопла двигателя и т. п.) должно быть уравновешено в этой схеме положительной подъёмной силой на оперении. Указанное свойство схемы позволяет рассчитывать на получение более высоких несущих свойств к более высокому аэродинамическому качеству самолёта. Однако при наличии продольной статической устойчивости эффективность продольного управления самолётом **А. с.** «утка» быстро теряется с увеличением угла атаки и этим самым ограничивается использование больших  $\{\alpha\}$ . Введение статической неустойчивости позволяет, комбинируя отклонение органов продольного управления с отклонением закрылков и сопел, обеспечить продольное управление и на больших углах атаки с приростом подъёмной силы. «Утка» имеет и ряд компоновочных преимуществ с точки зрения размещения реактивных двигателей, вооружения и т. п.

Использование **А. с.** «утка» в практике самолётостроения пока имеет ограниченный опыт, хотя фирма «СААБ-Скания» использует эту схему при создании истребителей. Применение этой **А. с.** связано с необходимостью решения ряда сложных задач обеспечения боковой устойчивости и управляемости, особенно на больших углах атаки.

В некоторых случаях переднее оперение было применено для ограниченного использования с целью обеспечения продольной балансировки самолёта на взлёте и посадке (например, ХВ-70 фирмы «Норт Американ», Ту-144).

«Тандем» (рис. 1, д) — крайне редко используемая для самолётов **А. с.**, представляющая сочетание двух крыльев, расположенных одно за другим. В зависимости от расположения органов продольного управления она может рассматриваться либо близкой к «утке» (ОУ на переднем крыле), либо близкой к нормальной схеме (ОУ на заднем крыле). Однако во всех случаях с точки зрения аэродинамического качества и общих лётных данных схема нерациональна, так как заднее крыло, будучи расположено в скосе потока переднего, имеет меньшие несущие свойства. Большая суммарная площадь крыльев предопределяет большое аэродинамическое сопротивление, что приводит к значительному снижению аэродинамического качества.

В ряде случаев по эксплуатационным особенностям оказались целесообразным устанавливать оперение не на фюзеляже, а на двух крепящихся к крылу балках (рис. 2). См. *Двухбалочный самолёт*.

По числу несущих поверхностей **А. с.** разделяют на *монопланы*, *бипланы* (рис. 3), *полипланы*. С 40-х гг. в основном применяются монопланы, так как эта схема наилучшим образом удовлетворяет требованиям достижения больших скоростей полёта. Примером удачного применения **А. с.** биплана для самолёта малых скоростей является самолёт Ан-2.

В зависимости от расположения крыла по высоте фюзеляжа различают **А. с.**: низкоплан, среднеплан, высокоплан, *парасоль*. Выбор расположения крыла по высоте часто диктуется рядом эксплуатационных требований (например, для транспортных самолётов высокоплан удобнее — проще обеспечивается загрузка и выгрузка самолёта; для магистральных пассажирских самолётов чаще используются низкопланы — безопасность, комфорт и т. п.), однако с точки зрения аэродинамики эти схемы очень существенно отличаются, главным образом по характеристикам боковой устойчивости и управляемости, а также по лобовому сопротивлению. Наименьшее сопротивление, особенно при переходе на сверхзвуковые скорости, имеет среднеплан, который чаще применяется для сверхзвуковых самолётов.

В зависимости от расположения двигателей на самолёте можно ввести следующее деление **А. с.** Для самолётов с винтомоторной группой — схема с тянущими винтами и схема с толкающими винтами (рис. 4). Для самолётов с реактивными двигателями, помимо разграничения по числу двигателей, можно выделить **А. с.** с расположением двигателей на крыле; на фюзеляже; на крыле и фюзеляже (рис. 5). Различное расположение двигателей также часто диктуется эксплуатационными требованиями (уменьшение шума в кабине, уменьшение массы конструкции, безопасность при отказе двигателя и т. п.), но оно, безусловно, существенно сказывается на

аэродинамических и весовых характеристиках самолёта и, следовательно, должно анализироваться с точки зрения летно-технических характеристик и общей эффективности самолёта.

**А. с.** в значительной степени определяется и диапазоном скоростей полёта; здесь классификацию можно провести достаточно чётко. **А. с. дозвуковых самолётов** рассчитывается на полёт в диапазоне чисел Маха  $M_{\infty} = 0,8—0,9$ . Для неё характерны крылья и оперения малой стреловидности, достаточно больших удлинений и большой относительной толщины профиля, воздухозаборник с большими радиусами закруглений кромок. **А. с. трансзвуковых самолётов** ( $M_{\infty} = 1,3—1,5$ ). В этой области значений  $M_{\infty}$  используются умеренные стреловидность и относительная толщина крыльев и оперения, нерегулируемый воздухозаборник с более острыми кромками. **А. с. сверхзвуковых самолётов** ( $M_{\infty}$  до 3—3,5). Для уменьшения *волнового сопротивления* в этих схемах применяются малые относительные толщины, большая стреловидность крыльев (в том числе треугольные крылья) и оперений и крылья изменяемой в полёте стреловидности. Для *самолётов с крылом изменяемой в полёте стреловидности* характерна многорежимность полёта: за счёт использования малой стреловидности обеспечиваются приемлемые аэродинамические и летно-технические характеристики на малых и околозвуковых скоростях полёта. Для увеличения *коэффициента восстановления полного давления* на входе в двигатель используются регулируемые воздухозаборники. **А. с. гиперзвуковых самолётов.** Для самолётов со значениями  $M_{\infty} = 4,5$  и более **А. с.** в значительной степени определяется диапазоном значений  $M_{\infty}$ , назначением самолёта и типом применяемого двигателя. Для этой схемы характерна так называемая интеграция двигательной установки и самолёта. Главным требованием к такой схеме является необходимость обеспечения восприятия больших температур и тепловых потоков на поверхности самолёта.

По способам взлёта и посадки можно выделить следующие **А. с.** самолёта. **А. с.**, обеспечивающая нормальный взлёт и посадку с разбегом и пробегом. Здесь заданные дистанции взлёта и посадки в основном обеспечиваются аэродинамикой самолёта и выбором умеренной *тяговооружённости*. **А. с. самолёта короткого взлёта и посадки.** В этом случае применяются специальные меры для увеличения подъёмной силы (например, за счёт использования *энергетической механизации крыла*, поворота сопел двигателей). **А. с. самолётов вертикального взлёта и посадки.** В этом случае должно быть обеспечено превышение вертикальной составляющей тяги силовой установки над весом самолёта либо за счёт подъёмных двигателей (см. также *Подъёмно-маршевый двигатель*), либо за счёт поворотных воздушных винтов. На таком самолёте, поскольку есть режим, когда скорость равна нулю, должна быть система газодинамического управления и стабилизации по всем трём осям координат с постепенным подключением обычных органов аэродинамического управления. Для самолёта короткого взлёта и посадки и самолёт вертикального взлёта и посадки возникают трудности с обеспечением устойчивости и управляемости самолёта и работоспособности двигателей на режимах взлёта и посадки из-за взаимодействия струй от работающих двигателей с землёй и самолётом.

Вместо термина «**А. с.**» часто пользуются терминами «*аэродинамическая компоновка*», «*компоновка*», «*схема*» самолёта.

Г. С. Бюшгенс.

Рис. 1. Аэродинамические схемы самолёта: *а* — нормальная; *б* — «бесхвостка»; *в* — летающее крыло; *г* — «утка»; *д* — «тандем».

Рис. 2. Двухбалочный самолёт.

Рис. 3. Бипланы и монопланы: *а* — одностоечный биплан; *б* — полутораплан; *в* — ннзкоплан; *г* — среднеплан; *д* — высокоплан; *е* — парасоль.

Рис. 4. Компоновка винто-моторных силовых установок: *а* — с тянущими винтами; *б* — с толкающими винтами.

Рис. 5. Установка турбореактивного двигателя на самолёте: *а* — в крыле; *б* — на пилонках; *в* — в гондole; *г* — над крылом; *д* — два двигателя под крылом и один в хвостовой части фюзеляжа; *е* — на фюзеляже; *ж* — два двигателя на фюзеляже и один в хвостовой части фюзеляжа.

**аэродинамическая труба** — экспериментальная установка для исследования явлений и процессов, сопровождающих обтекание тел потоком газа. Принцип действия **А. т.** основан на принципе относительности Галилея: вместо движения тела в неподвижной среде изучается обтекание неподвижного тела потоком газа. В **А. т.** экспериментально определяются действующие на летательный аппарат *аэродинамические силы и моменты*, исследуются распределения давления и температуры по его поверхности, наблюдается картина обтекания тела (см., например, *Визуализация течений*), изучается *аэроупругость* и т. д. (см. также *Аэродинамический эксперимент, Измерения аэродинамические*).

**А. т.** в зависимости от диапазона Маха чисел  $M$  разделяются на дозвуковые ( $M = 0,15—0,7$ ), транзвуковые ( $M = 0,7—1,3$ ), сверхзвуковые ( $M = 1,3—5$ ) и гиперзвуковые ( $M = 5—25$ ); по принципу действия — на компрессорные (непрерывного действия), в которых поток воздуха создаётся специальным компрессором, и баллонные с повышенным давлением; по компоновке контура — на замкнутые и незамкнутые.

Компрессорные трубы имеют высокий коэффициент полезного действия, они удобны в работе, но требуют создания уникальных компрессоров с большими расходами газа и большой мощности. Баллонные **А. т.** по сравнению с компрессорными менее экономичны, поскольку при дросселировании газа часть энергии теряется. Кроме того, продолжительность работы баллонных **А. т.** ограничена запасом газа в баллонах и составляет для различных **А. т.** от десятков секунд до несколько минут. Широкое распространение баллонных **А. т.** обусловлено тем, что они проще по конструкции, а мощности компрессоров, необходимые для наполнения баллонов, относительно малы. В **А. т.** с замкнутым контуром используется значительная часть кинетической энергии, оставшейся в газовом потоке после его прохождения через рабочую область, что повышает коэффициент полезного действия трубы, при этом, однако, приходится увеличивать общие размеры установки.

В дозвуковых аэродинамических трубах исследуются аэродинамические характеристики дозвуковых самолётов, вертолётных, а также характеристики сверхзвуковых самолётов на взлётно-посадочных режимах; кроме того, они используются для изучения обтекания автомобилей и других наземных транспортных средств, зданий, монументов, мостов и других объектов. На рис. 1 показана схема дозвуковой **А. т.** с замкнутым контуром, а на рис. 2 фотография модели самолёта в дозвуковой аэродинамической трубе. Испытываемая модель устанавливается в рабочей части трубы — отсеке, где создаётся поток с заданными скоростью, плотностью и температурой газа. Перед рабочей частью размещаются элементы **А. т.**, обеспечивающие высокую равномерность потока: форкамера — цилиндрический отсек диаметр  $D$  и длиной  $L \sim D$  и специально профилированное дозвуковое сопло — конфузор. В начале форкамеры устанавливается хонейкомб — решётка из калибров, трубок, расположенных вдоль оси **А. т.** для устранения скосов потока и размельчения крупных вихрей. За ним располагаются сетки, выравнивающие значения скоростей в поперечном сечении потока и уменьшающие турбулентные пульсации скорости. Важную роль играет коэффициент поджатия **А. т.** — отношение площади поперечного сечения форкамеры к площади поперечного сечения рабочей части. С ростом коэффициент поджатия уменьшается неоднородность в поле скоростей потока, а также степень турбулентности. В обычных **А. т.** коэффициент поджатия равен 8—10, в специальных малотурбулентных — 15—20. Из рабочей части через дозвуковой диффузор и колена с поворотными лопатками, уменьшающими потери энергии и предотвращающими образование вихрей в нём, поток поступает в компрессор, который повышает полное давление, компенсируя его потери по контуру трубы. За компрессором располагаются обратный канал, включающий диффузор, колена поворотных лопаток и воздухоохладитель, поддерживающий постоянную температуру газа в потоке. Эллиптическое сечение рабочей части наиболее крупной дозвуковой **А. т.** в нашей стране имеет размеры 12x24 м<sup>2</sup>.

Широко распространены и удобны для проведения модельного эксперимента дозвуковые **А. т.** с прямоугольной рабочей частью. Мощность компрессоров дозвуковых **А. т.** изменяется от нескольких сотен кВт до 30 МВт.

Компрессорная **транзвуковая аэродинамическая труба** по схеме аналогична дозвуковой. Для реализации непрерывного перехода через скорость звука в ней используется дозвуковое сопло и рабочая часть с *перфорацией стенок*, которая также уменьшает влияние границ потока на обтекание модели. Для увеличения Рейнольдса числа  $Re$  транзвуковые **А. т.** обычно выполняются с повышенным давлением, достигающим  $(3—5) \cdot 10^5$  Па. Промышленные транзвуковые **А. т.** имеют поперечные размеры рабочей части до 3 м и мощность компрессора до 100 МВт.

В баллонных транзвуковых **А. т.** для создания соответствующего газового потока широко используются эжекторы (рис. 3). При этом расход сжатого воздуха в **А. т.** с эжекторами при  $M = 1$  может быть в 3—4 раза меньше, чем в прямоточной (без эжекторов). В некоторых случаях для получения транзвуковых скоростей газового потока используется модификация ударной трубы — *Людвига труба*.

В **сверхзвуковых аэродинамических трубах** для получения соответствующих скоростей газа применяются *Лаваля сопла*. Они могут быть сменными или регулируемыми (с гибкими стенками). Торможение сверхзвукового потока после рабочей части сопровождается волновыми потерями полного давления, связанными с образованием скачков уплотнения. Применение регулируемого сверхзвукового диффузора позволяет существенно снизить эти потери. Мощности компрессоров крупных сверхзвуков **А. т.** с характерными размерами поперечного сечения рабочей части 1,5—2,5 м составляют 50—100 МВт. В незамкнутой прямоточной баллонной сверхзвуковой **А. т.** (рис. 4) нет обратного канала, а заданное давление в форкамере при падающем по времени давлении в баллонах поддерживается с помощью регулирующего дросселя.

Создание **гиперзвуковых аэродинамических труб** является сложной проблемой, так как моделирование гиперзвукового полёта требует воспроизведения в **А. т.** давлений торможения от долей до сотен МПа и *температур торможения* до  $10^4$  К. При гиперзвуковых числах Маха интенсивно растут потери полного давления при торможении потока и соответственно потребные перепады давления в **А. т.** При числах  $M > = 4,5$  воздух в **А. т.** необходимо нагревать для предотвращения его конденсации (см. *Скачок конденсации*). Температура, до которой необходимо нагреть воздух, при  $M = 10$  составляет около  $10^3$  К, а при  $M = 20-(2,5-2,8) \cdot 10^3$  К. Обычно для исследования гиперзвуковых летательных аппаратов используется комплекс экспериментальных установок, поскольку не существует одной **А. т.**, удовлетворяющей всем необходимым для моделирования полёта параметрам.

Гиперзвуковые баллонные **А. т.** «классического типа» аналогичны сверхзвуковым баллонным **А. т.** с временем действия порядка десятков секунд. В таких трубах подогрев осуществляется в омических, электродуговых или регенеративных *подогревателях*. Мощность подогревателей для труб с рабочей частью диаметр 1 м составляет 16—40 МВт. Максимальное давление в **А. т.** с дуговым подогревателем равно 18—20 МПа, что позволяет моделировать полёт гиперзвуковых летательных аппаратов только на больших высотах. Большой перепад давлений, необходимый для гиперзвуковых **А. т.**, обеспечивается системой эжекторов или -вакуумной ёмкостью (рис. 5).

Ряд важнейших особенностей гиперзвукового полёта моделируется в различных специальных газодинамических установках. Наиболее широкое применение для исследований при больших давлениях торможения и натуральных числах  $Re$  нашли ударные трубы, полезные результаты получаются в *импульсных трубах*. Время действия этих установок очень мало (0,005—0,1 с), поэтому, несмотря на большие значения теплового потока, область критического сечения сопла не разрушается. Для получения гиперзвуковых скоростей обтекания, близких к натурным, используются *баллистические установки*. Теплозащитные покрытия исследуются в тепловых трубах с электродуговыми подогревателями. Полёт на очень больших высотах моделируется в *вакуумных аэродинамических трубах*. Для исследования некоторых закономерностей

гиперзвуковых течений используются гелиевые трубы.

**Историческая справка.** Появление и развитие **А. т.** теснейшим образом связано с развитием авиации. Первые **А. т.** были построены в 1871 В. А. Пашкевичем в России и Ф. Уэнхемом в Великобритании, а в последующие годы К. Э. Циолковским и Н. Е. Жуковским в России, Л. Прандтлем в Германии, братьями У. и О. Райт в США, А. Г. Эйфелем во Франции и т. д. В 20—30-е гг. развитие **А. т.** шло в основном по пути увеличения их мощности и размеров рабочей части. Во второй половине 40-х гг. начала быстрыми темпами развиваться реактивная авиация. Необходимость решения возникших при этом проблем аэродинамики и динамики полёта привела к тому, что в начале 50-х гг. создаются крупные трансзвуковые и сверхзвуковые **А. т.** Важнейший элемент трансзвуковой трубы, обеспечивший принципиальную возможность проведения исследований в области перехода через скорость звука, — перфорированная рабочая часть — был впервые в мире разработан в нашей стране (ЦАГИ, 1946). Мощный импульс, способствовавший развитию гиперзвуковых **А. т.** и появлению специальных гиперзвуковых газодинамических установок, был получен в 60-е гг. в связи с созданием баллистических ракет и спускаемых космических аппаратов. Специфические задачи, возникающие при отработке самолётов вертикального и короткого взлёта и посадки, привели к созданию в 70-х гг. нового поколения дозвуковых **А. т.** с перфорированными стенками рабочей части. Проблема существенного отставания значений получаемых в **А. т.** чисел  $Re$  от реализующихся на практике для многие самолётов на трансзвуковых скоростях полёта была решена в 80-е гг., когда была разработана и реализована концепция криогенной аэродинамической трубы,

Начиная с 60-х гг. всё более широкое применение в **А. т.** находят информационно-измерительные системы с электронно-вычислительных машин, обеспечившие существенное увеличение объёма фиксируемой информации при одновременном резком сокращении времени на её обработку. Всё более широко используются электронно-вычислительные машины и в системах автоматического управления аэродинамическими трубами.

*Лит.:* Поуп А., Гойн К., Аэродинамические трубы больших скоростей, пер. с английск, М., 1968; Основные данные иностранных аэродинамических труб и газодинамических установок, М, 1968; Основные данные аэродинамических труб и газодинамических установок США, М., 1968; Криогенные аэродинамические трубы, М., 1978.

*О. В. Лыжин.*

Рис. 1. Схема дозвуковой компрессорной аэродинамической трубы: 1 — хонейкомб; 2 — сетки; 3 — форкамера; 4 — конфузор; 5 — направление потока; 6 — рабочая часть с моделью; 7 — диффузор; 8 — колено с поворотными лопатками; 9 — компрессор; 10 — воздухоохладитель.

Рис. 2. Модель самолёта в дозвуковой аэродинамической трубе.

Рис. 3. Схема баллонной трансзвуковой эжекторной аэродинамической трубы: 1 — хонейкомб; 2 — сетки; 3 — форкамера; 4 — конфузор; 5 — перфорированная рабочая часть с моделью; 6 — эжектор; 7 — диффузор; 8 — колено с направляющими лопатками; 9 — выброс воздуха; 10 — подвод воздуха от баллонов.

Рис. 4. Схема сверхзвуковой баллонной аэродинамической трубы: 1 — баллон со сжатым воздухом; 2 — трубопровод; 3 — регулирующий дроссель; 4 — выравнивающие сетки; 5 — хонейкомб; 6 — детурбулизирющие сетки; 7 — форкамера; 8 — конфузор; 9 — сверхзвуковое сопло; 10 — рабочая часть с моделью; 11 — сверхзвуковой диффузор; 12 — дозвуковой диффузор; 13 — выброс в атмосферу.

Рис. 5. Схема баллонной гиперзвуковой аэродинамической трубы: 1 — баллон с высоким давлением; 2 — трубопровод; 3 — регулирующий дроссель; 4 — подогреватель; 5 — форкамера с хонейкомбом и сетками; 6 — гиперзвуковое осесимметрично сопло; 7 — рабочая часть с моделью; 8 — гиперзвуковой осесимметричный диффузор; 9 — воздухоохладитель; 10 —

направление потока; 11 — подвод воздуха в эжекторы; 12 — эжекторы; 13 — затворы; 14 — вакуумная ёмкость; 15 — дозвуковой диффузор.

**аэродинамические коэффициенты** — приведённые к безразмерному виду *аэродинамические силы и моменты*, действующие на летательный аппарат. **А. к.**, характеризующие силы, обозначают  $c_i$ , а моменты —  $m_i$ , где, индекс  $i$  указывает ось выбранной *системы координат* летательного аппарата, проекция полной аэродинамической силы на которую рассматривается или относительно которой берётся составляющая полного аэродинамического момента. Вычисляются **А. к.** по формулам:

**{{ФОРМУЛА}}**

где  $q_{\{\infty\}}$  — скоростной напор,  $S$  — характерная площадь (*площадь крыла, миделевого сечения* и др.),  $L$  — характерный линейный размер (для самолёта в качестве  $S$  обычно принимают площадь крыла, при вычислении  $m_{x(y)}$  за характерный размер принимают размах крыла  $l$ , а при вычислении  $m_z$  — среднюю аэродинамическую хорду крыла  $b_A$ ). Например, коэффициент подъемной силы  $c_{ya} = Y_a / (q_{\{\infty\}} S)$ , коэффициент поперечной силы  $c_x = Z / (q_{\{\infty\}} S)$ , коэффициент момента тангажа  $\{m_x\} = \{M_x\} / (q_{\{\infty\}} S b_A)$ .

В аэродинамических расчётах и особенно в исследованиях динамики полёта часто используют частные производные **А. к.** по различным переменным (см., например, *Вращательные производные*). В этом случае к обозначению **А. к.** добавляют верхний индекс, указывающий переменную, по которой берётся производная. Например,  $c_{\{\alpha\}}^{ya} = \partial c_{ya} / \partial \{\alpha\}$  ( $\{\alpha\}$  — угол атаки),  $\{m_x\} = \partial \{m_x\} / \partial \delta$ , ( $\{\delta\}$  — угол отклонения элеронов).

Согласно теории подобия и размерностей, **А. к.** для класса геометрически подобных конфигураций, отличающихся линейными размерами, зависят лишь от безразмерных *подобия критериев*. Это позволяет определять *аэродинамические характеристики* летательных аппаратов пересчётом результатов продувок их моделей в аэродинамических трубах.

При исследованиях аэродинамики и динамики летательных аппаратов вообще широко используются различные безразмерные коэффициенты: коэффициент давления  $c_p$ , трения  $c_f$  и др.

*В. Н. Голубкин.*

**аэродинамические нагрузки** — поверхностные силовые воздействия на различные части летательного аппарата, обусловленные обтеканием его воздушным потоком при движении или при действии ветра на стоянке. **А. н.** относятся к внешним нагрузкам на летательный аппарат и учитываются наряду с другими нагрузками в расчётах прочности конструкции. Исходными данными для определения **А. н.** является распределение давлений по поверхности летательного аппарата  $p(x, z)$ , которые находятся расчётным путём или в результате испытаний так называемых дренированных моделей летательных аппаратов в *аэродинамических трубах*. В оценке местной прочности элементов конструкции используется аэродинамическое давление, представляемое в форме эпюр —  $\{p\}$  для каждого расчётного случая (рис. 1):  $p = (p - p_{\{\infty\}}) / q$ , где  $p_{\{\infty\}}$  — давление в набегающем потоке,  $p$  — давление в рассматриваемой точке,  $q$  — скоростной напор. В методе конечных элементов (см. в статье *Прочность*) **А. н.** в узлах определяются суммированием давлений  $p$  по выделенному участку поверхности  $\Delta S$ :

$$P_i = q \{ \int_{\Delta} \} \sin \alpha_i dS$$

где  $\{\alpha_i\}$  — угол между нормалью в любой точке поверхности и любым  $i$ -м направлением оси.

Для конструкций балочного типа определяются распределённая по длине аэродинамическая сила  $\{P\}$  и точка её приложения — центр давления  $\{x_d\}$ :  $\{P\} = c_n q b$  где

**{{формула}}**

$\{\Delta\} p$  — разность давлений на верхней и нижней поверхностях,  $\{x\} = x/b$ ,  $b$  — линейный

размер сечения;

{{формула}}

Для определения распределённых **А. н.** проводят испытания дренированной модели проектируемого летательного аппарата либо используют прикладные методы расчётов, основанные на линейной

теории с введением поправок по результатам испытаний близких моделей. Для крыла самолёта распределённые по размаху **А. н.** определяются по формуле:

{{формула}}

где  $\Gamma(z) = c_{усеч}b_{сеч}/c_{укр}b_{кр}$  — безразмерный коэффициент распределённых по размаху крыла **А. н.** ( $c_{усеч}$ ,  $c_{укр}$  — аэродинамический коэффициент подъёмной силы сечения и крыла,  $b_{сеч}$ ,  $b_{кр}$  — хорда сечения и среднегеометрическая хорда крыла,  $G$  — вес летательного аппарата,  $l$  — размах крыла. Значения  $\Gamma$  и  $\{\{xд\}\}$  зависят от формы крыла в плане, его геометрической и аэродинамической кривки, отклонения элементов механизации крыла, относительных размеров фюзеляжа, угла атаки и числа  $M$  (*Маха числа*). В расчётах прочности принимается, что распределённая сила сопротивления  $\{\{P_x\}\} = \{\{P_y\}\} * c_x/c_y$ . **А. н.** на различные элементы механизации крыла в неотклонённом положении находят как для соответствующей части крыла на всех режимах полёта. При определении **А. н.** в отклонённом положении элементов механизации крыла и органов управления вводятся коэффициент нормальной и тангенциальной сил  $c_n$  и  $\{\{ст\}\}$ , которые зависят от режима полёта и углов отклонения. **А. н.** на оперении самолёта вычисляется как сумма нагрузок при неотклонённых рулях и нагрузок от отклонения рулей. Первая распределяется по размаху и хорде, как для крыла; вторая зависит от угла отклонения руля и распределяется по размаху пропорционально размерам хорд руля, а вдоль хорды — по приближённой эпюре (рис. 2). **А. н.** на створках и щитках находятся для задаваемого значения  $c_n$ ; нагрузка распределяется равномерно по поверхности. **А. н.** на корпусах и фюзеляжах определяются для носовой, центральной и хвостовой частей в зависимости от угла атаки и числа  $M$  с учётом интерференции с крылом и оперением. В манёвренных случаях нагружения летательного аппарата (см. *Нормы прочности*) влияние нестационарности аэродинамических сил может не учитываться. **А. н.** от неспокойного воздуха в специальных расчётах вычисляются с учётом нестационарности нагружения.

*В. М. Чижов.*

Рис. 1. Эпюры распределения аэродинамического давления:  $\{\{p_v\}\}$  — давление по верхней поверхности;  $\{\{P_y\}\}$  — давление по нижней поверхности,  $\{\{p_y\}\}$  — распределённая по длине аэродинамическая сила.

Рис. 2. Приближённая эпюра распределения аэродинамических нагрузок вдоль хорды оперения.

**аэродинамические силы и моменты летательного аппарата** — результат силового воздействия воздуха на движущийся в нем летательный аппарат. Именно эти силы, имеющие динамическую природу, то есть возникающие только при движении летательного аппарата, делают возможным полёт аппаратов тяжелее воздуха (самолётов, вертолётов и др.), в то время как аппараты легче воздуха (дирижабли, аэростаты и др.) поддерживаются в полёте аэростатической выталкивающей силой (см. *Аэростатика*).

На каждый элемент поверхности движущегося летательного аппарата действуют поверхностные силы, которые состоят из нормального напряжения, связанного с *давлением гидродинамическим*, и касательных напряжений, обусловленных силами трения. Если вязкостью пренебречь и считать воздух *идеальной жидкостью*, то его воздействие приводит только к нормальным напряжениям. Нормальные и касательные напряжения, непрерывно распределённые по всей поверхности летательного аппарата, в совокупности определяют векторы равнодействующей аэродинамической силы планера  $R$  и аэродинамического момента  $M$  относительно некоторой точки, например, центра

масс летательного аппарата.

В аэродинамике и динамике полёта обычно рассматривают проекции векторов **А. с. и м.** на оси выбранной *системы координат* летательного аппарата, наиболее употребительными из которых являются скоростная и связанная системы. В скоростной системе координат составляющая вектора аэродинамической силы **R** вдоль скоростной оси  $x_a$  (см. рис.), взятая с обратным знаком, называется *силой сопротивления аэродинамического* (лобового сопротивления) и обычно обозначается  $X_a$ , составляющая вдоль оси  $y_a$  называется подъёмной силой  $Y_a$ , а составляющая вдоль оси  $z_a$  — боковой силой  $Z_a$ . Составляющие вектора **R** вдоль осей связанной системы координат называются соответственно продольной  $X$  (берётся с обратным знаком), нормальной ( $Y$ ) и поперечной ( $Z$ ) силами.

Составляющие вектора аэродинамического момента в обеих системах координат имеют одинаковые названия: относительно скоростной (продольной) оси — момент крена (обозначение в скоростной системе координат  $\{M_x\}$ ), в связанной —  $M_x$ ) относительно оси подъёмной силы (нормальной оси) — момент рыскания (обозначаются соответственно  $\{M_y\}$ ,  $M_y$ ); относительно поперечной (боковой) оси — момент тангажа, или продольный момент ( $\{M_z\}$ ,  $M_z$ ).

Модуль и направление действия **А. с. и м.** при заданных скорости и высоте полёта зависят от ориентации летательного аппарата относительно вектора скорости **V**, которая определяется *углом атаки*  $\{\alpha\}$  и *углом скольжения*  $\{\beta\}$ . Эти углы задают также взаимное расположение скоростной и связанной систем координат. Поэтому, зная углы  $\{\alpha\}$  и  $\{\beta\}$  можно перевести **А. с. и м.** из одной системы координат в другую.

При аэродинамических расчётах и при анализе движения летательного аппарата часто используют безразмерные **А. с. и м.** — *аэродинамические коэффициенты*.

Лит.: Фабрикант Н. Я., Аэродинамика. М., 1964; Краснов Н. Ф., Аэродинамика. 3 изд., т.1, М., 1980; Микеладзе В. Г., Титов В. М., Основные геометрические и аэродинамические характеристики самолетов и ракет, М., 1982.

В. Н. Голубкин.

Действующие на самолёт аэродинамические сила и момент и их составляющие в скоростной и связанной системах координат.

**аэродинамические характеристики** — совокупность зависимостей *аэродинамических коэффициентов*, а также их производных и распределённых нагрузок от характерных параметров, определяющих *режимы полёта, конфигурацию* летательного аппарата и его ориентировку относительно выбранной системы координат. **А. х.** являются основными исходными данными при проектировании любого летательного аппарата. Определение и оптимизация **А. х.** — главные задачи теоретической и экспериментальной аэродинамики. Полный набор **А. х.** является очень широким и разнообразным. В соответствии с практическим применением и методами определения **А. х.** разделяют на несколько классов.

**А. х. подъёмной силы, сопротивления аэродинамического и аэродинамического качества** — зависимости указанных величин от угла атаки при различных значениях *Маха числа* полёта  $M\{\infty\}$  и *Рейнольдса числа*  $Re$  для каждой конфигурации летательного аппарата. К этому же классу относят балансировочные характеристики тех же величин для продольно сбалансированных летательных аппаратов (см. *Балансировка*). Зависимости этого класса являются основными при определении *аэродинамической схемы* летательного аппарата, его параметров и лётно-технических характеристик.

**А. х. продольной статической устойчивости** — зависимости коэффициента момента тангажа от угла атаки или коэффициент подъёмной силы при различных значениях  $M_\infty$ , и  $Re$ , *центровках* и углах отклонения органов продольного управления. Эти зависимости используются для

определения положения *фокуса аэродинамического*, получения балансировочных характеристик и расчётов динамики *продольного движения* летательного аппарата.

**А. х.** боковой статической устойчивости — зависимости коэффициента боковой силы, момента рыскания и момента крена от угла скольжения при различных углах атаки, числах  $M_{\infty}$  и  $Re$ , центровках и углах отклонения органов поперечного и путевого управления для каждой заданной конфигурации летательного аппарата. Эти зависимости используют для расчётов динамики *бокового движения* летательного аппарата.

*Вращательные производные* и производные устойчивости высших степеней (производные аэродинамического коэффициента по угловым и линейным ускорениям летательного аппарата) используют при расчётах и моделировании динамических *возмущённых движений* летательного аппарата.

Характеристики *эффективности органов управления* и *шарнирных моментов* — зависимости приращений и их производных аэродинамических сил и моментов от углов отклонения соответствующих органов управления, а также зависимости изменения шарнирных моментов от углов отклонения органов управления. Эти зависимости необходимы для проведения расчётов управляемых движений летательного аппарата (см. *Управляемость летательного аппарата*), а также для выбора мощностей силовых приводов органов управления. Взлётно-посадочные **А. х.** — все приведённые выше **А. х.** во взлётной и посадочной конфигурациях летательного аппарата. Отличительными чертами этих конфигураций являются отклонённая *механизация крыла* и наличие выпущенного шасси. Характерной также является необходимость учёта *эффекта влияния земли* на взлётно-посадочные **А. х.** Зависимости этого класса используют для расчёта взлётно-посадочных режимов летательного аппарата (см. *Взлётно-посадочные характеристики*).

Распределённые **А. х.** — зависимости коэффициента давления и перепадов давления или, иначе, распределённых нагрузок, действующих на поверхности летательных аппаратов, от углов атаки и скольжения при различных значениях  $M_{\infty}$  и  $Re$ . Эти **А. х.** используют для расчётов прочности конструкции и оптимизации распределённых и суммарных *нагрузок на летательный аппарат*.

*Л. Е. Васильев.*

**аэродинамический институт** — первое в России научно-исследовательское учреждение для проведения исследований по теоретической и экспериментальной аэродинамике. Основан 27 апреля (10 мая) 1904 в Кучино (Московская область) на средства русского промышленника и банкира Д. П. Рябушинского. Разработка проекта **А. и.** и начальный период его деятельности осуществлялись под руководством и при участии *Н. Е. Жуковского* и его учеников *Л. С. Лейбензона*, *С. С. Неждановского*, *В. Б. Кузнецова* и др. Основное оборудование **А. и.** составляли: аэродинамическая труба круглого сечения с закрытой рабочей частью, диаметр 1,2 м, с всасывающим вентилятором, обеспечивающим скорость потока воздуха до 6 м/с; прибор Жуковского, установленный в башне высотой 20 м, для определения сопротивления падающих моделей; аэросани Неждановского для изучения воздушных винтов; ротативная машина. С 1905 под руководством Кузнецова проводились метеорологические исследования с помощью воздушных змеев и шаров-зондов. В 1911 на протекающей вблизи речке была построена гидравлическая лаборатория. По ряду причин **А. и.** не стал центром, способным объединить лучших учёных и конструкторов России; в 1906 Жуковский и большинство его учеников вышли из состава института. В мае 1918 **А. и.** был национализирован. В 1919—1920 в нём создан ряд новых отделений. Научное руководство аэродинамическим отделением до 1920 осуществлял Жуковский, затем *С. А. Чаплыгин*. В 1921 Государственный учёный совет Наркомпроса РСФСР дал институту новое название — Московский институт космической физики (МИКФ). В 1924 МИКФ был включён в состав образованного Государственного научно-исследовательского геофизического института в качестве Геофизической обсерватории.

**Юбилейная медаль института (1914).**

**аэродинамический расчёт** — расчёт движения летательного аппарата как материальной точки в предположении, что выполняется условие равновесия моментов. Основная задача **А. р.** — расчёт *летно-технических характеристик* летательного аппарата. Термин введён *Н. Е. Жуковским*, им же предложен метод тяг — основной метод **А. р.** Видоизменениями метода тяг являются метод мощностей и метод оборотов, позволившие упростить **А. р.** самолётов с поршневыми двигателями и сопоставление результатов расчёта с данными лётных испытаний. Первоначально под **А. р.** понимали расчёт установившихся или квазиустановившихся режимов полёта, при анализе которых инерционными силами можно пренебречь. В дальнейшем в это понятие включили также расчёт неустановившихся режимов полёта.

В методе тяг сопоставляются (рис. 1) тяга, необходимая для прямолинейного полёта со скоростью  $V$  (потребная тяга  $P_n$ ), и тяга, развиваемая *двигателем* (располагаемая тяга  $P_p$ ). Границам режимов установившегося полёта соответствует равенство потребной и располагаемой тяг. Если нет других ограничений, то точки  $V_1$  и  $V_2$  определяют минимальную скорость и максимальную скорость для рассматриваемой высоты полёта. Определив  $V_1$  и  $V_2$  для ряда высот, можно построить границу области возможных установившихся режимов полёта в плоскости скорость — высота (сплошная линия на рис. 2). Для этого необходимо знать полярную летательного аппарата и эффективные высотно-скоростные характеристики двигателя. Для дозвуковых самолетов на каждой высоте имеется один диапазон скоростей, для сверхзвуковых самолётов на больших высотах может существовать два диапазона возможных скоростей (два максимума на рис. 2) — в дозвуковых и сверхзвуковых областях. Следует, однако, иметь в виду, что область возможных режимов полёта может быть ограничена также и другими условиями (линии со штрихами на рис. 2), например, условиями обеспечения устойчивости и управляемости, прочности, аэроупругости. В диапазоне скоростей от минимальной до максимальной для данной высоты полёта  $P_p > P_n$ . Избыток тяги  $\{\Delta\}P = P_p - P_n$  может быть использован для набора высоты или разгона летательного аппарата. Максимальный угол набора высоты  $\vartheta_{\max}$  без потери скорости достигается при скорости полёта, соответствующих максимальному избытку тяги на рассматриваемой высоте. В плоскости скорость — высота эти точки образуют линию максимальных углов набора высоты. Поскольку вертикальная скорость (скорость набора высоты)  $V_y = V \sin \vartheta$ , максимальная скороподъёмность (минимальное время набора заданной высоты) достигается при скорости, большей, чем скорость максимального угла набора высоты, и соответствующая линия на рис. 2 находится правее линии  $\vartheta_{\max}$ .

В некоторых случаях удобнее пользоваться безразмерными коэффициентом (см. *Аэродинамические коэффициенты*). Поскольку потребная тяга для установившегося горизонтального полёта равна силе *сопротивления аэродинамического* летательного аппарата, то в этом случае  $c_p = c_x$ , где  $c_p$  — коэффициент тяги,  $c_x$  — коэффициент сопротивления. Зная полярную летательного аппарата, можно определить коэффициент *подъёмной силы*  $c_{y_{уст}}$  в установившемся полёте (рис. 3) и *перегрузку* установившегося манёвра  $n_{y_{уст}} = c_{y_{уст}}/c_{y_{z.n.}}$ , где  $c_{y_{z.n.}}$  — коэффициент подъёмной силы в горизонтальном полёте (в установившемся горизонтальном полёте подъёмная сила равна весу  $G$  летательного аппарата, то есть  $y_{z.n.} = G/(qS)$

где  $q$  — *скоростной напор*,  $S$  — площадь, обычно площадь крыла). Далее могут быть рассчитаны радиус установившегося разворота и время разворота на заданный угол.

В процессе **А. р.** определяются также интегральные характеристики: время разгона  $t_{раз}$  от начальной скорости  $V_n$  до конечной  $V_k$  и время  $t_{наб}$  набора высоты от  $h_n$  до  $h_k$ . При постоянной массе  $m$  летательного аппарата они равны:

**{{формула}}**

Для расчёта дальности и времени полёта, кроме полярной летательного аппарата и высотно-скоростных характеристик двигателя, должна быть известна дроссельная характеристика двигателя. Для каждой точки области режимов полёта могут быть рассчитаны километровый и

часовой расходу топлива, которые зависят также от текущей массы летательного аппарата. Для расчёта дальности  $L$  полёта с постоянной скоростью и постоянным значением  $c_y$  в изотермической атмосфере (на высоте 11000—20000 м) используется формула Л. Бреге:  $L = B \ln(m_1/m_2)$ ; коэффициент Бреге  $B = KV/C$  является функцией скорости и коэффициент подъёмной силы (здесь  $K$  — аэродинамическое качество,  $C$  — удельный расход топлива,  $m_1$  и  $m_2$  — масса летательного аппарата в начале и конце рассчитываемого участка полёта).

В **А. р.** входит также оценка взлётно-посадочных характеристик: скорости отрыва, посадочной скорости, длин разбега и пробега, дистанций взлета и посадки, сбалансированной длины взлётно-посадочной полосы. Для этого должны быть заданы аэродинамические характеристики во взлётной и посадочной конфигурациях летательного аппарата, характеристики силовой установки в этих режимах, в том числе в режиме реверса тяги на посадке, а также характеристики движения по полосе — коэффициент трения при разбеге и в режиме торможения при пробеге. **А. р.** может проводиться для атмосферных условий, описываемых стандартной атмосферой, или для специальных расчётных атмосферных условий, при которых температура, плотность, давление и влажность воздуха отличаются от стандартных.

Автоматизация **А. р.** на базе электронно-вычислительных машин позволяет широко использовать интегрирование точных уравнений движения центра масс летательного аппарата и математические методы оптимизации для формирования траекторий и программ управления. Разнообразие задач **А. р.** и большой объём исходных данных определяют необходимость системной организации. Автоматизированные системы **А. р.** включают пакет прикладных программ, в которых реализованы алгоритмы **А. р.**, архив с системой подготовки и контроля исходных данных, систему документирования результатов расчёта и диалоговую систему управления вычислительным процессом с графической визуализацией результатов. Такие системы информационно объединяются с расчётными и экспериментальными системами определения аэродинамических сил и характеристик силовой установки и являются частью системы автоматизированного проектирования летательных аппаратов.

Лит.: Жуковский Н. Е., Теоретические основы воздухоплавания. Курс лекций, М., 1911; Остославский И. В., Аэродинамика самолета, М., 1957.

Б. Х. Давидсон.

Рис. 1.

Рис. 2.

Рис. 3.

**аэродинамический эксперимент** — совокупность мероприятий и методов, реализующих на экспериментальных установках и стендах или в условиях полёта моделирование течений воздуха и взаимодействия течений с исследуемым объектом с целью их изучения. Происхождение и развитие **А. э.** связано с потребностями решения множества проблем аэродинамики самолётов и других летательных аппаратов.

Теоретические методы при решении задач аэродинамики летательного аппарата из-за несовершенства математических моделей явлений (в силу их физической сложности) не всегда позволяют получить достоверные результаты по всему интересующему кругу вопросов. Поэтому **А. э.** в сочетании с *подобия законами* является наиболее надёжным средством определения аэродинамических характеристик летательного аппарата. Исходя из относительного движения воздушной среды и исследуемого объекта, **А. э.** делят на две группы: воздушная среда неподвижна, а исследуемый объект движется с определенной скоростью (*лётные испытания, баллистическая установка, ротативная машина, ракетная тележка*); исследуемый объект неподвижен, а воздушная среда движется с определенной скоростью (*аэродинамические трубы*). В зависимости от решаемой задачи используется **А. э.** той или другой группы. Ведущая роль

принадлежит исследованиям в аэродинамических трубах благодаря возможности изучения различных параметров на моделях и отдельных элементах летательного аппарата, *интерференции аэродинамической* и т. д., что в условиях, например, лётных испытаний практически невозможно. Лётные испытания обычно дополняют и завершают эксперимент в аэродинамических трубах. К числу основных видов **А. э.** в аэродинамических трубах относятся: определение суммарных аэродинамических характеристик моделей с помощью *весов аэродинамических*; определение аэродинамических характеристик элементов модели (органы управления, различные подвески, надстройки и т. д.) с помощью специальных тензометрических весов; измерение распределений давления по поверхности модели; определение характеристик каналов реактивных двигателей и воздушных винтов; физические исследования, включающие изучение *пограничного слоя* на поверхности модели различными методами, *визуализацию течений* на поверхности и в её окрестности, визуализацию вихрей и т. д.

В России большой вклад в развитие **А. э.** в разное время внесли *Н. Е. Жуковский, С. А. Чаплыгин, Г. М. Мусиняни, К. А. Ушаков, Б. Н. Юрьев, С. А. Христианович, Г. П. Свищёв, В. В. Струминский, Г. И. Петров* и др.

*Лит.:* Пэнкхерст Р., Холдер Д., Техника эксперимента в аэродинамических трубах, пер. с английск, М., 1956; Поуп Д., Гойн К. Аэродинамические трубы больших скоростей, пер. с английск, М., 1968; Мартынов А. К., Прикладная аэродинамика, М., 1972.

*Н. Н. Юшков.*

**аэродинамическое демпфирование** — демпфирование колебаний летательного аппарата относительно центра масс (ЦМ) за счёт дополнительных аэродинамических сил и моментов (см. *Аэродинамические силы и моменты*), возникающих при его неустановившемся движении. Например, при вызванном каким-либо возмущением вращении самолета относительно боковой оси OZ со скоростью *тангажа*  $\{\{\omega\}\}_x$  (рис. 1) каждая точка летательного аппарата, расположенная на расстоянии  $L_x(L_{xi})$  от ЦМ, имеет окружную скорость  $(\{\{\omega\}\}_x L_x(\{\{\omega\}\}_x L_{xi})$ , и её суммарная скорость  $\{\{Vy\}\}$  отличается от скорости  $V$  ЦМ. Это изменение скорости приводит к изменению  $\{\{\Delta\alpha\}\}$  местного угла атаки  $\alpha$  и, следовательно, к появлению дополнительной подъёмной силы. При положительном вращении (как в рассматриваемом случае) углы атаки обтекаемых поверхностей, расположенных позади ЦМ, увеличиваются, а у тех, что впереди, — уменьшаются (рис. 2). Т. о. вращение приводит к тому, что дополнительная подъёмная сила в хвостовой части летательного аппарата направлена вверх, а в носовой — вниз, и появляется дополнительный (демпфирующий) момент, направленный против вращения (см. также *Антидемпфирование*).

При полёте на режимах, сопровождающихся безотрывным обтеканием поверхностей летательного аппарата или обтеканием с устойчивой вихревой структурой (см. *Крыла теория*), обусловленное вращением приращение полной аэродинамической силы мало по сравнению с самой силой, и при расчётах им обычно пренебрегают. Однако возникающий при этом дополнительный момент  $\{\{\Delta\}\}M$  может существенно влиять на вращение летательного аппарата относительно ЦМ. Количественно момент **А. д.** характеризуют коэффициент демпфирующего момента  $m_d \equiv \{\{\Delta\}\}M/qSL$ , где  $q$  — скоростной напор,  $S$  — характерная площадь,  $L$  — характерный размер (см. *Аэродинамические коэффициенты*). Числовые значения  $m_d$  определяются вращательными производными (в том числе сложными и нестационарными) и соответствующими угловыми скоростями. В частности, в горизонтальном полёте коэффициент  $m_{z\omega}$  демпфирующего момента тангажа равен  $\{\{m_{z\omega}\}\}$ , а при полёте по траектории имеет вид:

$\{\{\text{формула}\}\}$ ; коэффициент демпфирующего момента *рыскания* —  $\{\{\text{формула}\}\}$  коэффициент демпфирующего момента *крена* —  $\{\{\text{формула}\}\}$

В приведённых формулах  $m_{x,y,z}$  — соответственно аэродинамические коэффициенты моментов тангажа, рыскания и крена;

$$\{\omega_z\} = \{\omega\}_z b_A / V, \{\omega_{yx}\} = \{\omega\}_{yx} / LV$$

( $\{\omega\}_y, \{\omega\}_x$  — скорости рыскания и крена);

$$\{\alpha\} = ab_A / V, \{\alpha\} = da/dt, \{\beta\} = \{\beta\} L / V, \{\beta\} = d\{\beta\} / dt$$

$\{\beta\}$  — угол скольжения,  $b_A$  — САХ,  $L$  — размах крыла. Значения вращательных производных зависят от *аэродинамической схемы* летательного аппарата и *Маха числа* полёта. Для летательных аппаратов нормальной аэродинамической схемы  $\{\tau_{\gamma}^*\}$ ,  $\{\tau_x^*\}$ ,  $\{\tau^*y\}$ ,  $\{\tau_{\gamma}^*\}$  и  $m_{\gamma}^{\{\beta\}}$  отрицательны, и летательный аппарат такой схемы обладают свойством **А. д.** При произвольном вращении коэффициенты демпфирующих моментов выражаются через матрицу, составленную из простых и сложных вращательных производных. В ряде случаев при расчётах динамики летательных аппаратов учёт **А. д.** даёт заметный эффект.

Г. И. Столяров.

**аэродинамическое качество** — 1) **А. к. самолёта, планёра** и других подобных им летательных аппаратов — отношение *подъёмной силы*  $Y_a$ , действующей на летательный аппарат, к *сопротивлению аэродинамическому*  $X_a$  при данных условиях полёта:  $K = Y_a / X_a$ . Для самолёта, совершающего горизонтальный установившийся полёт при малом угле атаки, сила сопротивления уравновешивается тягой  $T$  силовой установки, а подъёмная сила — весом самолёта  $G$ . Поэтому **А. к.** оказывается равным  $K = G/T$ , то есть представляет собой отношение веса самолёта к тяге и характеризует экономичность самолёта (например, определяет максимальную дальность полёта с заданным запасом топлива). У лучших современных спортивных планеров при малых скоростях полёта **А. к.** достигает значений 35—40, для самолётов благодаря рациональной аэродинамической компоновке крыла, воздухозаборников и других элементов удаётся получить значения **А. к.** 15—20 в зависимости от назначения самолёта. При сверхзвуковых скоростях **А. к.** значительно меньше, например, для самолёта «Конкорд» на крейсерском режиме полёта с *Маха числом*  $M_{\infty} = 2$  оно равно 7. В связи с этим разработан ряд конструктивных мер, направленных на повышение **А. к.** сверхзвуковых самолётов. В частности, используется эффект «полезной» *интерференции аэродинамической* между гондолой двигателей и крылом при её установке на нижней поверхности крыла; достигается уменьшение *индуктивного сопротивления* путём выбора формы срединной поверхности крыла и формы в плане; предложены новые *аэродинамические схемы* самолёта, позволяющие уменьшить сопротивление, связанное с *балансировкой*.

2) **А. к. вертолёт**. Различают эквивалентное **А. к.** и качество вертолёт. Эквивалентное **А. к.**  $K_3$  равно отношению веса вертолёт к его так называемому эквивалентному сопротивлению  $X_3$ :  $K_3 = G/X_3$  (здесь  $X_3 = N_{z.n.}/V$ , где  $V$  — скорость установившегося горизонтального полёта,  $N_{z.n.}$  — мощность, подводимая к винту на этом режиме полёта). Качество вертолёт  $K_6$  равно отношению веса вертолёт к его сопротивлению  $R_{xac}$  при полёте в режиме авторотации несущего винта, взятому с обратным знаком:  $K_6 = G/R_{xac}$ . Величины  $K_3$  и  $K_6$  связаны между собой соотношением  $K_3 = \{\eta\}_6 K_6$ , где  $\{\eta\}_6 = -VR_{xac}/N_{z.n.}$  — пропульсивный коэффициент полезного действия вертолёт. Знание значений  $K_6$  и  $\{\eta\}_6$  позволяет определить вертикальную скорость  $V_{ya}$  или ускорение  $V$  вертолёт в зависимости от избытка мощности несущего винта. На режиме авторотации  $K_6$  определяет установившуюся скорость снижения вертолёт при постоянной горизонтальной скорости. Понятия  $K_3$ ,  $K_6$  применяются при  $V > 100$  км/ч; при этом в диапазоне  $100 < V < 200$  км/ч  $K_6 = 9—7$ ,  $K_3$  — от -6,5 до -4,5; при  $V$  около 300 км/ч  $K_6 = 5—3$ ,  $K_3$  — от -4 до -2,5.

В. Н. Голубкин, А. С. Браверман.

**аэродинамическое нагревание** — повышение температуры поверхности летательного аппарата при его полёте в атмосфере. Частицы газа при их движении относительно летательного аппарата тормозятся около его поверхности в зонах сжатия при отклонении потока, в ударных волнах и в пограничных слоях. Процесс торможения сопровождается выделением теплоты за счёт преобразования кинетической энергии поступательного движения частиц в тепловую и,

следовательно, повышением температуры газа. При этом могут быть достигнуты значения температуры, близкие к значениям *температуры торможения*  $T_0$  в совершенном газе

{{формула}}

где  $T_{\infty}$ ,  $V_{\infty}$ ,  $M_{\infty}$  — температура, скорость и *Маха число* набегающего потока,  $c_p$  — удельная теплоёмкость при постоянном давлении,  $\{\gamma\}$  — показатель адиабаты,

**А. н.** определяется процессами теплообмена между нагретым газом и поверхностью, протекающими в пограничном слое. Задачей расчёта **А. н.** является определение удельных конвективных тепловых потоков  $q_{\omega}$  к поверхности и затем (из уравнений теплового баланса) её температуры  $T_{\omega}$ . Если поверхность обтекаемого тела теплоизолирована (имеется теплообмен только с обтекающим газом,  $q_{\omega} = 0$ ), то она может нагреться до так называемой адиабатической температуры  $T_r = T_e + rV_e^2 / 2c_p = T_e + r(T_0 - T_e)$ , где  $T_e$ ,  $V_e$  — температура и скорость потока на внешней границе пограничного слоя, определяемые из аэродинамического расчёта,  $r$  — коэффициент восстановления температуры, немного меньше единицы и зависящий от характера течения в пограничном слое.

Температура теплоизолирующей поверхности при  $M_{\infty} > 2$  достигает значений, которые затрудняют применение алюминиевых сплавов; при  $M_{\infty} > 5$  стальные конструкции должны иметь тепловую защиту (см. *Горячая конструкция, Охлаждаемая конструкция*). При  $M_{\infty} = 10$ , наряду с применением охлаждения, использованием жаростойких материалов, приходится допускать также частичный унос материала поверхности (см. *Абляция*).

В условиях сложного теплообмена **А. н.** определяется из уравнения локального баланса:  $q_{\omega} = q_1 + q_2$ , где  $q_1$  — удельный тепловой поток, передаваемый от поверхности внутрь конструкции (существенно зависит от конструкции летательного аппарата и определяется из расчёта внутренней теплоотдачи),  $q_2 = \{\epsilon\sigma\}(T_{\omega}^4 - T_{\infty}^4)$  — удельный *радиационный тепловой поток*. ( $\{\epsilon\}$  — так называемая степень черноты поверхности,  $\{\sigma\}$  — постоянная Стефана — Больцмана). Конвективный удельный тепловой поток  $q_{\omega}$  от газа к поверхности, обуславливающий **А. н.**, принимается пропорциональным разности температур  $T_e$  и  $T_{\omega}$ :  $q_{\omega} = \alpha(T_r - T_{\omega})$ , где коэффициент теплоотдачи  $\{\alpha\}$  определяется процессами, протекающими в пограничном слое. Поэтому расчёт конвективного теплообмена сводится к расчёту характеристик пограничного слоя, который может быть проведён при заданном распределении параметров течения на его границе.

Формулы для расчёта конвективного теплообмена представляются в виде зависимостей *Нуссельта числа*  $Nu$  и коэффициента  $r$  от определяющих подобия критериев и безразмерных пространств, координат  $xi/L$  ( $i = 1, 2, 3$ ;  $L$  — характерный линейный размер, например, хорда крыла):  $Nu = f_1(Re, M, T_{\omega}/T_r, Pr, Eu, xi/L)$ ,  $r = f_2(Re, M, Pr, Eu, xi/L)$ . Здесь  $Re$  — *Рейнольдса число*,  $T_{\omega}/T_r$  — температурный фактор,  $Eu$  — число Эйлера,  $Pr$  — *Прандтля число*. Вид функций  $f_1$  и  $f_2$  меняется при *переходе ламинарного течения в турбулентное* при достижении критического значения числа Рейнольдса  $Re^*$ .

Таким образом, расчёт конвективного теплообмена может быть сделан после расчёта течения идеальной жидкости; он включает определение значений  $Re^*$ ,  $Nu$ ,  $r$ . Значение  $Re^*$  определяется экспериментально и находится в пределах от  $0,6 \cdot 10^6$  до  $0,6 \cdot 10^7$ . Расчёты показывают, что при ламинарном режиме течения  $r \approx Pr^{0,5}$  (для воздуха  $r = 0,84$ ), при турбулентном режиме течения экспериментально получено  $r \approx 0,88—0,89$ . Для *ламинарного пограничного слоя* зависимость для определения теплообмена приводится к виду  $Nu/(Re)^{1/2} = \Phi_1 Pr^n$ , где  $n = 0,3—0,4$ , и, следовательно, удельный тепловой поток

{{формула}}

( $\{\mu_e\}$ ,  $\mu_e$  — плотность и динамическая вязкость на внешней границе слоя); таким образом,  $q_{\omega} \sim L^{-1/2}$ . Для *турбулентного пограничного слоя* из экспериментов следует, что при  $Re < 10^8$

$Nu/Re^{0.8} = \Phi_2 Pr^{0.43}$ , а удельный тепловой поток

{{формула}}

то есть  $q_w \propto L^{-0.2}$ . Точные значения функции  $\Phi_1$ , могут быть получены численным интегрированием дифференциальных уравнений пограничного слоя. Для определения функции  $\Phi_2$  обычно используются экспериментальные данные.

Исследования показывают, что наибольших значений **А. н.** достигает в областях повышенного давления в окрестности точек (критических точек) и линий растекания в носовой части тел, на передних кромках крыльев, килей, органов управления и на других выступающих элементах конструкции (рис. 1). При этом для ламинарного режима обтекания тепловые потоки максимальны непосредственно в критических точках, а для турбулентного режима они достигают наибольших значений на участках поверхности, на которых значения плотности потока течения  $Q_e V_e$  максимальны; для двумерного течения это имеет место при числах Маха у поверхности, близких к единице. Коэффициент теплообмена на боковых поверхностях тел значительно меньше, чем в критических точках, однако в связи с большой площадью этих поверхностей тепловая защита требует значительного увеличения веса конструкции. При образовании на поверхности тел шероховатости тепловые потоки могут возрасти из-за более раннего перехода к турбулентному режиму, а также вследствие интенсификации турбулентных тепловых потоков на шероховатой поверхности (в 1,5—2 раза).

Большое значение имеет расчёт **А. н.** поверхностей гиперзвуковых летательных аппаратов, обладающих подъёмной силой и имеющих органы управления. В этом случае возникают пространственные течения, сопровождающиеся искривлением линий тока и поперечными градиентами давления (рис. 2). Характерной особенностью пограничного слоя при этом является образование вторичных течений, за счёт которых пограничный слой в окрестности линий растекания утончается и тепловые потоки возрастают. Около рулей, щитков, а также при приближении к линиям отекания возможно образование местных отрывных зон с последующим возрастанием теплоотдачи в местах прилипания оторвавшихся потоков (рис. 3).

При  $M_\infty > 10$  температура заторможенного газа достигает значений, при которых становится существенной диссоциация воздуха. Часть кинетической энергии внешнего потока, затраченной на диссоциацию, преобразуется в теплоту в результате рекомбинации у стенки. Большое значение при этом имеют диффузия диссоциированных молекул к стенке и химические реакции, протекающие на поверхности и в пограничном слое. Выражение для расчёта тепловых потоков в химически реагирующей смеси записывается в виде  $q_w = \{a\}(H_r = H_{wr})$ , где  $H_r = h_e + rV^2/2$ ,  $\{h_e = 2? \ll 1 c, (Je, hel^* \sim 0 c_{,i})\} dT + h_{xi}$  Здесь  $\{y''\} = \alpha/c_p$  — обобщённый коэффициент теплопередачи;  $H_w$  — полная энтальпия газа на поверхности,  $h_{ei}$  — энтальпия  $i$ -го компонента газа на внешней границе пограничного слоя,  $c_{pi}$  и  $c_{ei}$  — соответственно удельная теплоёмкость при постоянном давлении и концентрация этого компонента,  $h_{xi}$  — теплота образования  $i$ -го компонента смеси,  $n$  — число компонентов. Значение  $\{a\}$  зависит от состава газа и от степени равновесности химических реакций. При ламинарном режиме течения производится интегрирование уравнений пограничного слоя, включающих уравнения диффузии и энергии, учитывающие расход веществ и выделение теплоты при химических реакциях.

При скорости полёта более 10—12 км/с (межконтинентальные ракеты, космические аппараты при входе в атмосферу и др.) в расчёте **А. н.** необходимо учитывать передачу теплоты к поверхности от разогретого газа за ударными волнами и в пограничном слое за счёт радиационных тепловых потоков. Лучистые тепловые потоки при определенных условиях (толстый ударный слой перед затупленным телом, неравновесная диссоциация) могут сравниться и превысить конвективные тепловые потоки. При температурах, сопровождающих такие полёты, возникает также термическая ионизация воздуха, сильно влияющая на коэффициент конвективного и лучистого переноса.

В связи с появившимися реальными возможностями длительного полёта в верхних слоях атмосферы на высоте более 60—80 км возникла необходимость расчёта **А. н.** в разреженном газе, когда средний путь свободного пробега молекул сравним с размерами тела или с толщиной пограничного слоя и существенно проявляется дискретность среды (см. *Разреженных газов динамика*). Из-за малой плотности газа тепловые потоки в этой области течений малы, хотя при скоростях полёта, равных 6—8 км/с, температуры торможения достаточно велики. В этих условиях вся область течений в зависимости от значений параметров подобия  $Re$  и  $M$  может быть условно разделена на области сплошной среды, течения со скольжением и *свободномолекулярного течения*. В области течения со скольжением разрежённость среды проявляется в первую очередь у стенки, где скорость и температура газа отличаются от скорости и температуры самой стенки. При свободномолекулярном течении можно пренебрегать числом столкновений молекул между собой по сравнению с числом их столкновений с поверхностью тела.

Для расчёта теплообмена в разреженном газе решающее значение имеет определение коэффициентов аккомодации, характеризующих взаимодействие молекул газа с поверхностями тела. Значения коэффициента аккомодации зависят от загрязнённости поверхностей, их шероховатости, наличия адсорбированной газовой плёнки, соотношения масс молекул газа набегающего потока и атомов материала поверхности и др. При больших скоростях полёта принимают приближенно, что коэффициент аккомодации примерно равен единице.

При полёте на высотах более 100 км роль **А. н.** уменьшается и, начиная с высот 180—200 км, тепловые потоки за счёт **А. н.** становятся пренебрежимо малыми по сравнению с лучистыми потоками от Земли и Солнца.

*В. С. Авдеевский*

Рис. 1. Схема обтекания затупленного тела сверхзвуковым потоком газа ( $\rho_\infty$ ,  $T_\infty$ ,  $M_\infty$  — плотность, температура и число Маха невозмущённого набегающего потока); 1 — головная ударная волна; 2 — область дозвукового течения газа, заторможенного почти через прямой скачок уплотнения (зона повышенного давления заштрихована); 3 — критическая точка (точка растекания); 4 — обтекаемое тело.

Рис. 2. Обтекание тела под углом атаки  $\alpha$  сверхзвуковым потоком газа; 1 — пограничный слой; 2 — линии тока в пограничном слое; 3 — линии тока внешнего невязкого течения.

Рис. 3. Схема обтекания тела сверхзвуковым потоком газа; 1 — поверхность обтекаемого тела; 2 — область отрывного течения; 3 — скачки уплотнения.

**аэродром** (от греческого  $\alpha\{\{e\}\}r\delta m\delta s$  — воздух и  $dr\delta m\delta s$  — бег, место для бега) — специально подготовленный земельный участок с комплексом сооружений и оборудования для обеспечения взлёта, посадки, руления, стоянки и обслуживания летательных аппаратов. Различают **А.** гражданские, военные и испытательные.

Гражданские **А.** подразделяются в зависимости от характера использования — на постоянные и временные; по назначению — на трассовые, учебные, сельскохозяйственные, санитарной авиации и другие; по расположению на трассах — основные, запасные и базовые; по виду покрытий — с искусственным покрытием и грунтовые; в зависимости от типа эксплуатируемых самолётов, размеров территории, несущей способности аэродромных покрытий и другие характеристик — на классы. **Военные А.** также классифицируются по ряду признаков, в том числе по степени оборудованности и характеру использования — на основные, запасные и ложные, по назначению — на войсковые, учебные, трассовые и специальные.

Гражданские **А.** — главная составная часть аэропорта. Различают 2 основные части **А.** — лётную зону и примыкающее к ней воздушное пространство. В состав лётной зоны входят лётное поле и полосы воздушных подходов. Лётное поле — часть **А.**, на которой расположены одна или несколько лётных полос (ЛП), *рулѐжные дорожки* (РД), перроны, места стоянки летательных

аппаратов и другие площадки. ЛПП предназначена для взлёта и посадки летательных аппаратов; включает *взлётно-посадочную полосу* (ВПП), концевые и боковые *полосы безопасности*. Общая площадь и размеры **А.** зависят от его класса и числа ЛПП. Крупные **А.** имеют от 2 до 6 ЛПП и занимают площадь до 7000 га.

Воздушное пространство над **А.** и прилегающая к нему местность (приаэродромная территория) в установленных границах в горизонтальной и вертикальной плоскостях называется районом **А.** В воздушном пространстве над приаэродромной территории маневрируют летательные аппараты. С целью обеспечения безопасности полётов воздушное пространство над приаэродромной территорией должно быть свободным от препятствий. Для **А.** высокого класса общая длина приаэродромной территории может составлять 100 км и более, а ширина — до 1/3 общей длины. Для обеспечения регулярности и безопасности полётов **А.** оборудуются комплексом радио- и светотехнических средств. Радиомаячные системы посадки (РМС) обеспечивают управление самолётом, заходящим на посадку. В состав РМС входят: курсовой радиомаяк, глиссальный радиомаяк, ближний, дальний и внешний маркерные радиомаяки. Система светосигнального оборудования предназначена для светового обозначения взлётно-посадочной полосы и её участков, подходов к ней, обозначения РД их расположения, а также управления движением по **А.** с целью обеспечения пилотов визуальной информацией при выполнении взлёта, посадки и руления летательным аппаратом.

**Испытательные А.** предназначены для лётных испытаний летательных аппаратов, их оборудования, вооружения и другой авиационной техники (средств спасения, средств обслуживания летательных аппаратов, средств обеспечения полёта). По техническим характеристикам (число и длина взлётно-посадочной полосы, прочность аэродромных покрытий) испытательные **А.** относят к разряду сверхклассных. Испытательные **А.** имеет лётное поле, служебную техническую застройку и подъездные пути. По назначению испытательные **А.** подразделяются на научно-исследовательские и заводские.

**Научно-исследовательские А.** предназначены для лётных испытаний опытных образцов летательных аппаратов и лётных исследований авиационной техники. Заводские **А.** предназначены для отработки и испытаний серийных летательных аппаратов или их отдельных элементов, выпускаемых заводом или ремонтным предприятием. Испытательные **А.** оснащены обычными наземными средствами связи и радиотехнического обеспечения (РТО) полётов, а также специальными средствами для обеспечения лётных испытаний. К специальным средствам относятся системы *внешнетраекторных измерений* (измерительные радиолокационные станции, фазовые пеленгаторы, кинотеодолитные станции), *радиотелеметрические системы*, системы регистрации и обработки результатов измерения с помощью электронно-вычислительных машин, системы управления измерительным комплексом и отсчётом времени, система отображения отдельных этапов испытаний и управления лётными экспериментами.

*Лит.:* Изыскания и проектирование аэродромов. Справочник, под ред. Г. И. Глушкова, М., 1979; Эксплуатации аэродромов. Справочник под ред. Л. И. Горецкого, М., 1990. *А. П. Журавлёв.*

Схема однополосного аэродрома: 1 — зона застройки; 2 — перрон; 3 — места стоянок самолётов; 4 — вспомогательная рулёжная дорожка; 5 — концевая полоса безопасности; 6 — боковая полоса безопасности; 7 — грунтовал лётная полоса; 8 — взлётно-посадочная полоса с искусственным покрытием; 9 — соединительная рулёжная дорожка; 10 — предстартовая площадка; 11 — магистральная рулёжная дорожка; 12 — скоростная рулёжная дорожка.

**аэродромное покрытие** — устраивается на *взлётно-посадочных полосах, рулёжных дорожках*, местах стоянок и других площадках *аэродрома*, предназначенных для обеспечения нормальной круглогодичной эксплуатации летательных аппаратов. Конструкция искусственного **А. п.** зависит от расчётных нагрузок, шасси летательных аппаратов, интенсивности эксплуатации аэродрома и качества естественных грунтовых оснований. **А. п.** обычно состоит из трёх конструктивных слоев: собственно покрытия, искусственного основания, естественного грунтового основания.

Собственно покрытие и искусственное основание могут в свою очередь состоять из нескольких слоев. Искусственное основание повышает несущую способность грунтов.

**А. п.** классифицируются: по характеру работы покрытия под нагрузкой — на жёсткие и нежёсткие, по капитальности (сроку службы и степени совершенства) — на капитальные, облегчённые и переходные,

К **жёстким А. п.** относятся покрытия из монолитного бетона и предварительно напряжённого железобетона, из сборных предварительно напряжённых железобетонных плит, из монолитного железобетона, бетонные и армобетонные покрытия. К **А. п. нежёсткого** типа относятся асфальтобетонные покрытия, щебёночные, грунтощебёночные, грунтогравийные и грунтовые покрытия, обработанные вяжущими материалами. Ко всем **А. п.** предъявляют следующие основные требования: прочность, надёжность и долговечность; беспыльность поверхности, ровность и достаточная шероховатость, создающая сцепление колёс летательных аппаратов с покрытием; сопротивляемость климатическим и гидрологическим факторам; водонепроницаемость; сопротивляемость воздействию струй выхлопных газов реактивных двигателей; стойкость против вредного действия топлива и смазочных материалов; простота ухода за покрытием при ремонте и содержании. Для обеспечения безопасности лётной работы **А. п.** устраивают с определенными нормированными уклонами, а их поверхность — с сохранением ровности на протяжении всего периода эксплуатации.

**Капитальные А. п.** применяют на аэродромах, предназначенных для эксплуатации тяжёлых летательных аппаратов. К капитальным относятся все жёсткие и асфальтобетонные покрытия. **Облегчённые А. п.** используют на аэродромах, предназначенных для эксплуатации летательных аппаратов средней весовой категории. К облегчённым относятся покрытия из прочных щебёночных материалов. **Переходные А. п.** применяют на аэродромах, предназначенных для эксплуатации лёгких самолётов. К переходным относятся покрытия из щебёночных и гравийных материалов, а также покрытия грунтовые и из местных материалов.

Наибольшее распространение на аэродромах получили жёсткие покрытия (бетонные, армобетонные и железобетонные), а также многослойные асфальтобетонные. В монолитных жёстких покрытиях для снижения растягивающих, сжимающих и изгибающих усилий при изменении температуры и влажности устраиваются продольные и поперечные швы. Бетонные покрытия могут быть одно- и двухслойными. Для ускорения строительства аэродромов в определенных районах и условиях применяются сборные покрытия из предварительно напряжённых железобетонных плит. Сборные покрытия, как правило, устраиваются на прочном искусственном основании.

Один из основных типов нежёстких **А. п.** — асфальтобетонное покрытие. Оно может быть одно-, двух- и трёхслойным. Асфальтобетонные покрытия устраивают на прочных искусственных основаниях из щебня, обработанных или не обработанных вяжущими материалами.

*Лит.:* Изыскания и проектирование аэродромов, М., 1981.

*А. П. Жураалёв.*

**аэродромный узел** — административно-функциональное объединение посадочных полей (аэродромов) и площадок, пилотажных зон, зон воздушных стрельб и боевых трасс. Воздушные и наземные границы **А. у.** устанавливаются соответствующими государственными органами. Местные командные пункты внутри **А. у.** подчиняются центральному командному пункту.

**аэроклуб** — авиационная спортивная организация. Основные задачи: обучение спортсменов лётному мастерству, пропаганда и распространение авиационных знаний. **А.** появились в 30-х гг. Их предшественниками были секции, кружки любителей авиации и воздухоплавания. В 1990 в СССР работало свыше 290 **А.**, в которых юноши и девушки занимались авиационными видами спорта: самолётным, вертолётным, планёрным, парашютным, дельтапланёрным, авиамодельным. Для

проведения учебно-лётного процесса **А.** имеет аэродром и воздушное пространство (район полётов), авиационную технику и необходимые сооружения. См. также статью *Центральный аэроклуб СССР*.

**«Аэролинеас архентинас»** (Aerolineas Argentinas) — национальная авиакомпания Аргентины. Осуществляет перевозки в страны Западной Европы, Америки, Азии, Африки и в Новую Зеландию. Основана в 1949. В 1989 перевезла 3,7 миллиона пассажиров, пассажирооборот — 8,31 миллиардов пассажиро-км. Авиационный парк — 31 самолёт.

**аэрологическое зондирование** — определение свойств воздуха и характеристик некоторых атмосферных процессов с помощью поднимаемых в атмосферу приборов или дистанционными методами (см. *Метеорологические приборы и оборудование*). При температурно-ветровом **А. з.** определяется распределение по высоте температуры, влажности и давления воздуха, направления и скорости ветра с использованием радиозондов, шаров-пилотов и метеорологических ракет. Исследования стратосферы и нижней мезосферы производится с помощью метеорологических ракет. При этом сбор информации может осуществляться как при подъёме ракеты, так и во время спуска отделившихся от неё приборов на парашюте. При дистанционных методах **А. з.** используются посылаемые с земли, ракет и т. п. акустические или электромагнитные (в том числе оптические) сигналы. По их изменению в различных слоях атмосферы и определяют характеристики ее состояния.

**аэромеханика**, **механика полёта**, — совокупность методов определения действующих на летательный аппарат сил и моментов, траекторий полёта, лётно-технических и пилотажных характеристик летательного аппарата, методов анализа динамики полёта летательного аппарата, его устойчивости и управляемости. Фундаментом **А.** являются: прикладная аэродинамика, основные разделы механики (динамика материальной точки, твёрдого тела и теория упругости) и теория регулирования.

Прикладная *аэродинамика* летательных аппаратов — совокупность экспериментальных и теоретических методов определения действующих на летательный аппарат *аэродинамических сил и моментов*, а также *шарнирных моментов*, действующих на органы управления в установившемся и в неустойчивом движении при различных их отклонениях, даёт исходный материал для последующего анализа **А.** летательного аппарата.

Методы определения условий равновесия (*балансировки*) по моментам — необходимого условия прямолинейного установившегося или квазиустановившегося (например, с заданной *перегрузкой*) полётов, вычисления усилий на рычагах управления, а также методы расчётов степени статической устойчивости представляют собой содержание раздела статической устойчивости и управляемости. Все оценки здесь получают с помощью прикладной аэродинамики.

Методы определения *лётно-технических характеристик*, включая характеристики *манёвренности* (для самолёта этот раздел **А.** называют *аэродинамическим расчётом*), базируются на оси, данных по *подъёмной силе* и *сопротивлению аэродинамическому* летательного аппарата и основных характеристиках установленных на нём двигателей во всём диапазоне скоростей и высот полёта. Сюда же могут быть отнесены и методы оптимизации выбора параметров летательного аппарата.

Динамика летательного аппарата как материальной точки решает задачу об определении траектории при заданных силах, а также выбор оптимальных траекторий летательного аппарата в атмосфере. Эти методы интенсивно развиваются как на основе прямых методов оптимизации, так и на основе принципа максимума Л. С. Понтрягина. Исследования в этом разделе обычно базируются на изучении *уравнений движения* центра масс (динамика материальной точки постоянной и переменной массы).

Методы определения *устойчивости и управляемости* летательного аппарата на основных режимах

полёта являются содержанием *динамики полёта*. В общем случае анализ движения летательного аппарата представляет собой весьма сложную задачу. Однако ряд достаточно очевидных физических представлений позволяет выделить в этом большом разделе А. ряд подразделов. Так, при условии массовой и геометрической симметрии, а также при условии малости возмущений пространств, движение летательного аппарата, описываемое уравнениями Эйлера, можно разделить на два независимых — *продольное движение* и *боковое движение*, описываемых независимыми системами дифференциальных уравнений, и рассматривать устойчивость и управляемость этих движений отдельно.

**Продольные устойчивость и управляемость.** Здесь изучаются условия устойчивости возмущенного движения и переходные процессы при отклонении органов управления продольным движением, когда движение и возмущения происходят в вертикальной плоскости (вектор скорости полёта и вектор силы тяжести лежат в вертикальной плоскости симметрии летательного аппарата). Основными переменными в дифференциальных уравнениях продольного возмущенного движения летательного аппарата с фиксированным положением органов управления являются обычно *угол атаки*, скорость полёта, угол тангажа и скорость тангажа (см. статьи *Продольная управляемость*, *Продольная устойчивость*).

**Боковые устойчивость и управляемость.** Боковое возмущенное движение описывается независимой системой дифференциальных уравнений, в которые входят основные переменные, определяющие боковое движение, — *угол скольжения*, скорости *крена* и *рыскания* (или какие-либо другие эквивалентные параметры). Угол атаки, скорость полёта, угол тангажа и другие переменные, определяющие продольное движение, остаются постоянными и являются в данном случае параметрами (см. статьи *Боковая управляемость*, *Боковая устойчивость*).

**Динамика пространственного движения.** В этом подразделе обычно рассматриваются возмущенные и управляемые движения с немалыми (конечными) отклонениями от равновесных. Это обстоятельство приводит к необходимости учитывать нелинейные инерционные члены в уравнениях Эйлера (типа, например, произведения угловых скоростей и т. п.), а также аэродинамическими и кинематическими взаимодействиями продольного и бокового движений (см., например, *Инерционное взаимодействие*, *Самовращение*). В этом подразделе также рассматриваются методы анализа управляемых движений при одновременном отклонении органов управления продольным и боковым движениями.

Аналогичный анализ может быть проведён и для пространственного движения самолёта на околокритических углах атаки (сваливание) и в режиме штопора (как установившегося, так и при выходе из него).

Значительное влияние на устойчивость и управляемость летательного аппарата могут оказывать всё более широко внедряемые в авиации устройства автоматизации управления. Разработаны достаточно надёжные методы определения устойчивости и управляемости летательного аппарата в продольном, боковом и пространственном движениях с автоматическими системами (система улучшения устойчивости и управляемости, система автоматического управления, автопилот), рассчитанными на заданные режимы полёта и с заданными функциями управления. Однако многие проблемы ещё предстоит разрешить.

В случае включения в контур управления летательным аппаратом автоматических систем с точки зрения математического анализа устойчивости и управляемости к уравнениям его движения должны быть добавлены уравнения автоматического устройства, связывающие взаимодействие основных параметров движения, которые практически вводятся через чувствительные элементы, измеряющие эти параметры, например, датчики перегрузки, угловых скоростей, углов атаки и скольжения, с движением органов управления, на которые подаётся воздействие исполнительного привода автоматического устройства, т. е. добавляются дифференциальные уравнения, описывающие перемещения органов управления. Это дополнительное условие, само по себе, может быть представлено в виде несколько уравнений, в общем случае нелинейных и

определяющих промежуточные связи системы управления. Методы определения устойчивости и переходных управляемых процессов (см., например, *Заброс по перегрузке*) в этом случае значительно усложняются. Для получения окончательных достоверных результатов используются либо расчёты на электронно-вычислительных машинах, либо математическое, или полунатурное моделирование процессов управления. Существующие аналитические методы, как правило, носят приближенный характер и не всегда дают достаточно полную картину.

Работа автоматических систем с исполнительным приводом (гидравлическим или электрическим) приводит к достаточно широкому спектру возможных резонансных частот, поэтому возникает необходимость изучения в широком диапазоне частот и характеристик объекта регулирования, т. е. возникает необходимость изучения влияния упругих деформаций летательного аппарата на его основные характеристики. Это обстоятельство было одной из причин интенсивного развития аэроупругости — раздела **А.**, объединяющего совокупность методов определения влияния упругости конструкции на устойчивость и управляемость летательных аппаратов.

В случае учёта влияния деформации конструкции под действием аэродинамических, массовых и инерционных сил задача сводится к установлению связи деформации с действующими силами и моментами. В этом случае увеличивается число степеней свободы и, следовательно, число уравнений движения. Вначале возникает необходимость установления связи деформаций конструкции с действующими аэродинамическими силами и моментами. Эта часть достаточно хорошо разработана и относится к разделу прикладной аэродинамики. В итоге в уравнения движения добавляются члены, учитывающие изменение сил вследствие проявления деформации конструкции, и добавляются уравнения (в общем случае дифференциальные), определяющие деформацию конструкции под действием сил и моментов и включающие характеристики жёсткости конструкции. Анализ полной системы уравнений, определяющих возмущенное движение упругого летательного аппарата как для случая без автоматических устройств, так особенно при включённой автоматике, позволяет выделить ряд форм возмущенного движения путём разложения в ряд функций, учитывающих влияние упругости.

Учёт членов первого порядка практически эквивалентен квазистатическому учёту влияния деформаций на моментные характеристики летательного аппарата. Члены более высокого порядка, учитывающие более сложные формы упругих деформаций (особенно при работающей системе автоматического управления и система улучшения устойчивости и управляемости), дают новые формы возмущенного движения, которые, как правило, не сказываются на движении летательного аппарата как целого. В число таких видов возмущенного движения входят и такие, как *флаттер* и *дивергенция*. Устойчивость этих видов движения в значительной степени определяет безопасность полёта, т. к. им свойственны большие частоты и большие декременты нарастания амплитуд при неустойчивости. Этот вид возмущенного движения практически определяется взаимодействием упругих, инерционных и аэродинамических сил и во многих случаях может быть описан приближенной системой уравнений без учёта возмущенного движения летательного аппарата.

*Г. С. Бюшгенс.*

**аэронавигационный запас топлива** (АНЗ) — часть *запаса топлива* на борту летательного аппарата к началу разбега, заправленная сверх расчётного количества, необходимого для выполнения полёта от аэродрома вылета до аэродрома назначения. АНЗ предназначен для обеспечения безопасного завершения полёта с посадкой на аэродроме назначения или на запасном аэродроме с учётом неблагоприятных случайных событий, к которым относятся: увеличение фактических затрат топлива по сравнению с расчётными (вследствие неблагоприятных отклонений метеоусловий полёта от принятых в плане полёта, в том числе связанных с обходом зон опасных метеоявлений; погрешностей самолётовождения и режимов полёта; изменений профиля и маршрута полёта, вызванных требованиями службы управления воздушным движением; отклонений характеристик летательного аппарата и его двигателей от принятых в Руководстве по лётной эксплуатации летательных аппаратов); необходимость продлить полёт до наиболее удалённого запасного

аэродрома; уменьшенный по сравнению с расчётным фактический запас топлива на борту вследствие погрешностей топливоизмерительной системы и методики измерения плотности топлива.

**аэронавигация** — то же, что *навигация* летательных аппаратов.

**аэронавтика** (от греческого  $\alpha\{\{e\}\}g$  — воздух и  $nautik\{\{e\}\}$  — кораблевождение) — понятие, охватывающее авиацию и воздухоплавание. По установившейся в России терминологии **А.** обычно отождествляется только с воздухоплаванием.

**аэроотит** (от греческого  $\alpha\{\{e\}\}g$  — воздух и  $us$ , родительный падеж  $otos$  — ухо) — воспаление среднего уха, возникающее вследствие баротравмы при резких колебаниях барометрического давления. Причина **А.** — нарушение вентиляционной функции евстахиевых труб, когда давление в полости среднего уха не уравновешено с наружным. Признаки **А.**: болевые ощущения в ухе и в околоушной области, чувство заложенности в ухе, снижение остроты слуха, изменение конфигурации и окраски барабанной перепонки, иногда кровоизлияние и разрыв перепонки. При **А.**, который длится обычно 5—7 дней, члены экипажей отстраняются от полётов.

**«Аэроперу»** (Aero Peru) — национальная авиакомпания Перу. Осуществляет перевозки в страны Южной Америки и в США. Основана в 1973 после слияния несколько авиакомпаний, созданных в 30—60-х гг. В 1989 перевезла 1,18 миллиона пассажиров, пассажирооборот 1,32 миллиарда пассажиро-км (1988). Авиационный парк — 9 самолётов.

**аэроплан** — устаревшее название самолёта.

**аэропорт** (от греческого  $\alpha\{\{e\}\}g$  — воздух и латинского  $portus$  — гавань, пристань) — транспортное предприятие, осуществляющее регулярные приём и отправку пассажиров, багажа, грузов и почты, организацию и обслуживание полётов воздушных судов.

В СССР **А.** подразделялись на международные, союзного и местного значения. **Международный А.** служит для приёма, выпуска и обслуживания воздушных судов, выполняющих международные полёты; имеет пункты пограничного, таможенного и карантинного контроля. Деятельность международных **А.** регламентируется требованиями Международной организации гражданской авиации. К **А. союзного значения** относились **А.**, обслуживающие магистральные авиалинии.

Имеют взлётно-посадочные полосы с искусственным покрытием для приёма самолётов первого класса (максимальная взлётная масса 75 т и более) и соответствующее радио- и светотехническое оборудование. **А.** местного значения считаются **А.**, обслуживающие главным образом местные воздушные линии. В зависимости от годового объёма пассажирских перевозок **А.** делятся на классы (I—V). К I классу относятся **А.** с годовым объёмом пассажирских перевозок от 4 до 7 миллионов человек, к V классу — от 25 до 150 тысяч человек; **А.** с объёмом перевозок более 7 миллионов человек называются внеклассными, а менее 25 тысяч человек — неклассифицированными.

Современный **А.** представляет собой сложный инженерный комплекс сооружений, зданий, техники, средств и оборудования. Наиболее крупные **А.** занимают территорию в несколько тысяч га (Домодедово в Москве, Шарль де Голль в Париже, Дж. Ф. Кеннеди в Нью-Йорке и другие). Объём годовых пассажирских перевозок в ряде **А.** мира превысил 30 миллионов человек (Хитроу в Лондоне, Дж. Ф. Кеннеди в Нью-Йорке), **А.** О'Хара в Чикаго обслуживает около 60 миллионов пассажиров в год.

Основные элементы **А.**: *аэродром*, служебно-техническая зона (СТЗ), обособленные сооружения и приаэродромная территория. Здания и сооружения СТЗ группируются в комплексы: пассажирско-грузовой, инженерно-авиационный, вспомогательный. Пассажирско-грузовой комплекс включает аэровокзал (одни или несколько), перронные сооружения, грузовой аэровокзал или грузовой комплекс, здание по обслуживанию почтовых перевозок, гостиницу и привокзальную площадь с

автостоянками, станциями городского транспорта и торговыми киосками. Как правило, на территории пассажирско-грузового комплекса располагается и командно-диспетчерский пункт **А.**, где сосредоточено управление движением летательных аппаратов в воздухе и на земле, Инженерно-авиационный комплекс включает сооружения, предназначенные для технического обслуживания и ремонта самолётов и вертолёт (ангары, места стоянок авиатехники, мастерские, подсобные сооружения). В комплекс вспомогательных сооружений входят автобаза и база механизации, сооружения водо- и теплоснабжения, склады, здание аварийно-спасательной службы и т. п.

Современные крупные **А.** оборудованы системой централизованной заправки самолётов авиатопливом. Для обеспечения взлёта и посадки летательного аппарата в любое время суток независимо от состояния погоды **А.** оборудуются соответствующим светотехническими и радиоэлектронными системами и приборами. Ввиду особых технических требований и необходимости защиты городов и другие населенных пунктов от шума новые **А.** располагают, как правило, на значительном расстоянии от жилых массивов.

Международный аэропорт Шереметьево-2, Москва,

Аэропорт в Ташкенте.

Международный аэропорт Даллеса в Вашингтоне, США,

**«Аэропроект»** — государственное проектно-изыскательский и научно-исследовательский институт гражданской авиации (ГПИИНИИ гражданской авиации). Образован в Москве в октябре 1934 как Центральная контора по изысканиям и проектированию воздушных линий и аэропортов Главного управления Гражданского воздушного флота при Совете Народных Комиссаров СССР; в октябре 1959 преобразован в ГПИИНИИ гражданской авиации. Имеет несколько филиалов. **«А.»** осуществляет изыскания и проектирование аэропортов, аэродромов, авиационных ремонтных заводов, учебных заведений и других объектов гражданской авиации. По проектам **«А.»** построены практически все крупные аэропорты СССР. **«А.»** ведёт проектирование объектов гражданской авиации в других странах.

В 30-х гг. **«А.»** провёл изыскания и проектирование воздушных линий по всей территории СССР, к началу 40-х гг. завершил проектирование 300 основных объектов в аэропортах СССР, в том числе столичного аэропорта Внуково. В годы Великой Отечественной войны **«А.»** осуществил изыскания и проектирование воздушной трассы Красноярск — Уэлькаль протяжённостью 4800 км. В послевоенные годы **«А.»** обеспечивал восстановление аэропортов и вёл проектирование новых объектов, включая аэродромы, аэровокзалы, ангары. В 1959—1965 по проектам **«А.»** осуществлена реконструкция столичных аэропортов Внуково и Шереметьево и построен новый аэропорт Домодедово. В последующие годы построены аэровокзалы в аэропортах гг. Минеральные Воды, Ульяновск, Рига, Ташкент, Ростов-на-Дону и многих других.

**аэросани** — наземное транспортное средство, скользящее по снегу и льду, с двигателем в виде *воздушного винта*.

**А.** цельнометаллической конструкции имеют кузов, установленный на трёх или четырёх лыжах. Управление выполняется носовой поворотной лыжей; в кормовой части располагается двигатель с воздушным винтом. Существуют также **А.-амфибии**, у которых кузов с лыжами заменён лодкой со специальными глассирующими обводами и пластиковым покрытием днища для снижения сопротивления, увеличения проходимости по рыхлому снегу, повышения безопасности при движении по тонкому льду, для прохождения полыней, а также для движения, в режиме глассирования по воде, мелководью, заросшим несудоходным водоёмам. Управляются **А.-амфибии** с помощью вертикального оперения, нижняя часть которого работает в снегу или в воде.

Грузоподъёмность **А.** и **А.-амфибий** достигает 600 кг, дальность хода до 500 км по снегу для **А.** и до 300 км по воде для **А.-амфибий**. Скорость хода до 100 км/ч по льду и до 90 км/ч по воде. На **А.** и

А.-амфибиях применяются поршневые авиационные двигатели мощностью 200—250 кВт.

Первые в России А. с двигателем внутреннего сгорания и воздушным винтом были построены на Московском заводе «Дукс» в 1908. В 1910 А. С. Кузин изготовил первые А., свободно идущие по снежной целине (рис. 1).

Аэросанный транспорт в РСФСР получил развитие после организации в 1918 Центрального аэрогидродинамического институт и НАМИ. В 1919 была создана Комиссия по организации постройки А. (КОМПАС), в которую вошли видные советские учёные и конструкторы: Н. Е. Жуковский, А. Н. Туполев, А. А. Архангельский и другие. До 40-х гг. серийно производились и применялись в народном хозяйстве А. АНТ-IV (рис. 2). В годы Великой Отечественной войны строились и применялись транспортно-десантные А. НКЛ-16 и боевые НКЛ-26 конструкции Н. М. Андреева (выпускались Московским глиссерным заводом). В 50—60-х гг. было начато серийное производство А. на лыжах «Север-2» и Ка-30, созданных в КБ Н. И. Камова, и А.-амфибий А-1, А-2, А-3 (рис. 3), созданных в КБ А. Н. Туполева.

В России А. и А.-амфибии применяют для перевозки почты, срочных грузов, пассажиры, проведения спасательных операций и патрульной службы.

В скандинавских странах, Канаде и США в 60—70-х гг. созданы так называемые гидрокоптеры и аэролодки, близкие по назначению к А.-амфибиям. Их отличают от А.-амфибий принципиально другая профилировка днища, управление по курсу только воздушным рулём и разнесёнными по бортам тормозами, а также условия применения: гидрокоптеры применяются в основном на льду, а аэролодки — на мелководных водоёмах.

Лит.: Евстюшин Н. И., Развитие аэросанного транспорта в СССР, М., 1959.

Г. В. Махоткин.

Рис. 1. Аэросани А. С. Кузина.

Рис. 2. Аэросани АНТ-IV.

Рис. 3. Аэросани-эмфибия А-3.

**Аэросинузит**, **аэросинуит** (от греческого  $\alpha\{\{e\}\}r$  — воздух и латинского sinus — пазуха) — воспаление слизистой оболочки околоносовых пазух, возникающее вследствие баротравмы при резких колебаниях барометрического давления. А. развивается чаще всего у членов экипажей летательных аппаратов, реже у авиапассажиров. Причина А.: неуравновешенность внешнего давления с давлением в околоносовых пазухах, что обычно является следствием анатомических особенностей или изменений при заболеваниях слизистой оболочки носа и околоносовых пазух, приводящих к сужению лобно-носового канала или входа в гайморовы пазухи. Признаки А.: покраснение слизистой оболочки носа и пазух, болевые ощущения в этих областях. При А., который длится 5—10 дней, члены экипажа отстраняются от полётов.

**«Аэроспасьяль»** (Aérospatiale SNI) — ведущая авиакосмическая фирма Франции. Образована в 1970 в результате слияния фирм «Норд авиасьон», «Сюд авиасьон» и «СЕРЕБ» (SEREB, Société pour l'étude et la réalisation d'engins balistiques). Имеет четыре отделения (самолётное, вертолётное, тактических ракет, космических и баллистических систем), ряд филиалов, в том числе в других странах. Совместно с фирмой «Бритиш эркрафт корпорейшен» разработала и выпускала сверхзвуковой пассажирский самолёт «Конкорд» (первый полёт в 1969, построено 16 серийных образцов, см. рис. в табл. XXXV), а в составе консорциума «Трансаль» (Transall) — военно-транспортный самолёт С-160 (1963, построено 204). К программам 80-х гг. относятся: производство в составе консорциума «Эрбас индастри» пассажирских самолётов А300, А300-600, А310 (все широкофюзеляжные) и А320, пассажирских самолётов АТR 42 и АТR 72 для коротких авиалиний (разработаны совместно с фирмой «Аэриталия», см. рис. 1, 2). Ведёт исследования проектов сверхзвуковых пассажирских самолетов АТSF и АGV.

Фирма занимает ведущее место в Западной Европе по производству вертолётов. Серийно выпускала вертолеты: многоцелевые SE 313 и SA 318 «Алуэт» II (1955 и 1961 соответственно); построено более 1300), SA 316 и SA 319 «Алуэт» III (1959 и 1967 соответственно; построено около 1500); противолодочные SA 321 «Супер фрелон» (1962). В 80-х гг. строила многоцелевые вертолёты SA 341 и SA 342 (рис. 3) «Газель» (1967 и 1971 соответственно; разработаны совместно с фирмой «Уэстленд»: построено свыше 1260); SA 330 «Пума» (1965, построено свыше 700) и AS 332 «Супер пума» (1978, см. рис. в табл. XXXVII); SA 315 «Лама» (1969, в 1972 на вертолёте этого типа установлен абсолютный мировой рекорд высоты — 12442 м); SA 360 «Дофен» с одним газотурбинным двигателем (1972) и SA 365 «Дофен» 2 с двумя газотурбинными двигателями (1975, см. рис. в табл. XXXVII); SA 366 «Дофен» 2 (1980, разработан специально для береговой охраны США), SA 365M «Пантера» (1984, многоцелевой боевой вертолёт); AS 350 «Экюрёй» с одним газотурбинным двигателем и его вариант AS 355 «Экюрёй» 2 (рис. 4) с двумя газотурбинными двигателями (первые полёты в 1974 и 1979 соответственно; поставлялись в США под названиями «Астар» и «Туинстар», построено свыше 1150); совместно с фирмой «Мессеримитт-Бёльков-Блом» создан боевой вертолёт «Тайгер» (1991), совместно с фирмой «Дассо-Бреге» ведёт разработку воздушно-космического самолёта «Гермес». Основные данные некоторых вертолётов и самолётов фирмы приведены в табл. 1 и 2.

*В. В. Беляев.*

Рис. 1. Пассажирский самолет ATR 42

Рис. 2. Пассажирский самолёт ATR 72.

Рис. 3. Многоцелевой вертолёт SA 342 «Газель».

Рис. 4. Многоцелевой вертолёт AS 355 «Экюрёй» 2.

Табл. 1 — Пассажирские самолёты фирмы «Аэроспасьяль»

Основные данные	«Конкорд»	ATR 42-200	ATR 72
Первый полёт, год	1969	1984	1983
Число и тип двигателей	4 ТРДФ	2 ТВД	2 ТВД
Тяга двигателя, кН	169	-	-
Мощность двигателя, кВт	-	1340	1790
Длина самолёта, м	62,1	22,67	27,17
Высота самолёта, м	11,4	7,59	7,65
Размах крыла, м	25,6	24,57	27,05

Площадь крыла, м <sup>2</sup>	358,23	54,6	61
Максимальная взлётная масса, т	181,5	15,75	19,9
Масса пустого самолёта, т	-	9,97	12,2
Число пассажиров	128	42	66—74
Максимальная коммерческая нагрузка, т	12,7	4,53	7,5
Дальность полёта, км	6550	1195	2660
Крейсерская скорость полёта, км/ч	2150	497	530
Экипаж, чел,	3	2	2

Табл. 2 — Вертолеты фирмы «Аэропасьяль»

Основные данные	SA 319B «Алуэт» 111	SA 315B «Лама»	SA 330L «Пума»	SA 342 "Газель"	SA 365N «Дофин» 2	AS 355F «Экюррей» 2	AS 332L «Супер пума»
Первый полёт, год	1967	1969	1976	1971	1979	1979	1980
Число и тип двигателей	1 ГТД	1 ГТД	2 ГТД	1 ГТД	2 ГТД	2 ГТД	2 ГТД

Мощность двигателя, кВт	649	649	1175	640	530	313	1330
Диаметр несущего винта, м	11,02	11,02	15	10,5	11,93	10,69	15,6
Число лопастей	3	3	4	3	4	3	4
Длина вертолѐта с вращающимися винтами, м	13,8	12,29	18,15	11,97	13,46	12,99	18,7
Высота вертолѐта с вращающимися винтами, м	2,59	3,09	5,14	3,18	4,01	3,12	4,92
Сметаемая площадь, м <sup>2</sup>	95	95	177	86,59	111,9	89,7	190
Взлѐтная масса, т:							
нормальная	1,7	1,95	-	-	3,85	-	8,35
максимальная	2,2	2,3	7,4	1,9	4	2,3	9,35
Масса пустого вертолѐта, т	-	1,02	3,61	0,97	2,01	1,27	4,26
Число пассажиров (десантников)	8	4	20	4	13	5	25
Максимальная перевозимая нагрузка, т	-	1,13 (внешняя подвеска)	1,96	0,47	1,5 (внешняя подвеска)	1,5 (внешняя подвеска)	4,5 (внешняя подвеска)
Крейсерская скорость, км/ч.	200	190	270	260	280	240	280
Статический потолок (без учёта влияния земли), м	5000	4600	1700	2370	1050	2350	2100

Максимальная дальность полёта, км	710	515	550	700	880	760	635
экипаж, чел	1-2	1	2—3	1—2	1—2	1	1—2
Вооружение	-	-	-	Пулемёты (7,62 мм), пушки (20 мм) до 6 ПТУР	Пулемёты (7,62 мм), до 6 ПТУР, 2 противокорабельные УР	-	-

**аэростат** (от греческого  $\alpha\{\{e\}\}r$  — воздух и *statos* — стоящий, неподвижный) — летательный аппарат, использующий подъёмную силу заключённого в газонепроницаемую оболочку подъёмного газа (водород, гелий, светильный газ, тёплый воздух), имеющего плотность меньшую, чем плотность атмосферного воздуха (см. *Аэростатика*). А. подразделяются на свободные аэростаты (СА), привязные аэростаты (ПА) и дирижабли.

Подъём СА, ПА и статический подъём дирижабля осуществляются вследствие избыточной аэростатической силы. Изменение высоты полёта СА при подъёме достигается увеличением подъёмной силы посредством сбрасывания части балласта или повышением температуры подъёмного газа, а при снижении — уменьшением подъёмной силы путём выпуска части газа через специальный клапан или охлаждением подъёмного газа. ПА при подъёме, стоянке на высоте и спуске удерживается привязным тросом. СА используются для многосуточных полётов (дрейфов) с различной аппаратурой (см. *Дрейфующий аэростат*), для кратковременных полётов в автоматическом режиме и с экипажем (см. *Стратостат*), для спортивных, исследовательских, военных и других целей. ПА используются для подъёма исследовательской аппаратуры, средств связи, радиолокаторов, ретрансляторов, метеозондирования и других целей. Дирижабли могут использоваться для транспортных перевозок, экспедиционных полётов, ведения разведки, поиска подводных лодок, затонувших судов, мин, косяков рыб, для спасательных работ, рекламы, туристических полётов и т. п.

**Историческая справка.** Первый проект А. был разработан итальянским учёным Франческо де Лана Торци в 1670. А. представлял собой летающую лодку (барку), подъёмная сила которой создавалась путём откачки воздуха из четырёх медных шаров, двигателем являлся парус (позиция 1 на рис.).

5 июня 1783 во Франции братья Ж. и Э. Монгольфье продемонстрировали полёт СА. *Тепловые аэростаты* братьев Монгольфье, название «монгольфьерами», изготовлялись из льняной ткани, обклеенной с двух сторон бумагой. Они наполнялись у земли воздухом, нагретым до 70—100°C. 21 ноября 1783 французские воздухоплаватели Пилатр де Розье и д'Арланд на «монгольфьере» (2) совершили полёт, продолжавшийся около 25 мин. В том же году член Петербургской АН Л. Эйлер

вывел формулы для расчёта подъёмной силы **А**.

По поручению французской АН Ж. Шарль в 1783 вместе с механиками братьями Робер разработал и построил **А**, наполненный водородом (3). Оболочка **А** была изготовлена из лёгкой шёлковой ткани, покрытой раствором каучука. 1 декабря 1783 Шарль и М. Н. Робер совершили на этом **А** («шарльере») первый полёт, длившийся 2 ч. В полёте была определена температура воздуха на высоте 3400 м. В дальнейшем применялись как «монгольфьеры», так и «шарльеры», получившие общее название «воздушные шары». В 1785 Пилатр де Розье для перелёта через Ла-Манш построил **А** особой конструкции, так называем «розьер» (4). С 1794 для наблюдения за полем боя стали использоваться ПА, имевшие шаровидную форму и поднимавшиеся на двух канатах на высоте до 500 м. СА использовались для развлекательных и научных целей.

Демонстрации полёта СА без людей («шарльера») в России впервые состоялись в Петербурге (24 ноября 1783) и Москве (19 марта 1784). Первые полёты с человеком были осуществлены Ж. Гарнереном 20 июня и 18 июля 1803 в Петербурге и 20 сентября 1803 в Москве. В 1804 летом Петербургской АН был организован полёт академик Я. Д. Захарова и фламандского физика и воздухоплователя Э. Робертсона. Во время этого полёта на высоте 2500 м впервые проводились аэрологические наблюдения.

16 сентября 1804 французский физик Ж. Гей-Люссак поднялся на СА на высоту 7 км. С 1823 для наполнения СА, кроме водорода, стал применяться более дешёвый светильный газ, что способствовало значительному увеличению числа полётов в Европе и США. В 1861—1866 в Великобритании на СА проводились систематические метеорологические наблюдения. В 1875 Г. Тиссандье поднялся на СА на высоту 8,6 км, применяя кислородные подушки.

Большой вклад в развитие воздухоплавания внёс Д. И. Менделеев, внедривший (1874—1875) в практику полётов **А** высотомер высокой точности и выдвинувший идею стратостата с герметичной кабиной. Пионером аэрологии в России был академик М. А. Рыкачёв. С 1868 он совершал полёты на СА, на которых устанавливались психрометр, анероид и термометры. Учитывая сложность и высокую стоимость полётов с людьми, профессор М. М. Поморцев предложил применять небольшие шары-зонды для замера скорости ветра на высотах. В 1892 в Германии был осуществлён запуск первого шара-зонда, т. е. небольшого **А**, снабжённого самопишущими приборами для замера температуры и давления.

Военное применение СА началось в 1849 во время войны Италии против Австрии за независимость. Австрийцы для бомбардировки Венеции применили небольшие тепловые СА (объёмом 82 м<sup>3</sup>) с подвешенными к ним зажигательными и разрывными бомбами. ПА применялись во время Гражданской войны в США в 1861—1865.

Французский воздухоплаватель А. Жиффар в 1867 построил ПА объёмом 5 тысяч м<sup>3</sup>, а для Парижской выставки 1878 — ПА сферической формы объёмом 25 тысяч м<sup>3</sup> и высотой 55 м, в гондоле которого на высоте 500 м поднималось 40 пассажиров. ПА и СА применялись во время франко-прусской войны 1870—1871. При осаде прусскими войсками Парижа за 4 месяца блокады на 66 СА объёмом 1000—2000 м<sup>3</sup> из Парижа было отправлено около 3 миллионов писем и более 150 пассажиров, причём обратная связь осуществлялась при помощи голубей, вывозимых на **А**. Во время Парижской коммуны СА применялись для разбрасывания листовок. Англичане использовали ПА в колониальных войнах 1885 и в войне с бурами 1899—1902. Япония применяла ПА с 1891, сначала в войне с Китаем, а позднее против русских войск в боях под Порт-Артуром.

В 1893 в Германии капитан А. Парзеваль разработал более совершенную конструкцию ПА так называемого змейкового типа с удлинённым корпусом (5), позволявшим вести наблюдения при скоростях ветра до 15—17 м/с на высоте до 1 км. В 1885 в России была создана воздухоплавательная кадровая часть, возглавляемая А. М. Кованько. В 1897 шведский исследователь С. Андре безуспешно пытался на специально оборудованном СА объёмом 5 тысяч м<sup>3</sup> достигнуть Северного полюса.

В конце XIX в. начали организовываться аэроклубы, объединявшие спортсменов-воздухоплателей. 12 апреля 1899 состоялось первое состязание СА. К началу Первой мировой войны в этих соревнованиях участвовали сотни СА. Спортивные СА поднимались на высоту свыше 8500 м, продолжительность полётов составляла до 36 ч. Рекордная высота 10800 м была достигнута в 1901 немецкими воздухоплателями Дермсоном и Зюрингом. 8—10 февраля 1914 пилот Берлинер пролетел 3052,7 км. Рекорд продолжительности полёта принадлежал немецкому пилоту Каулену, находившемуся в полёте 13—17 февраля 1914 в течение 87 ч. Развитие воздухоплавания на ПА и СА в значительной мере способствовало развитию практической метеорологии и созданию дирижаблей.

К началу Первой мировой войны в армиях всех воюющих стран были созданы воинские подразделения, имевшие на вооружении ПА конструкции Парзевала, позднее и типа «Како» (6), а также дирижабли. Для общей и артиллерийской разведки использовались А. наблюдения, для защиты от налёта бомбардировочной авиации городов и портов — А. заграждения. К концу войны в армиях и флотах Франции, Германии, Великобритании, Италии и США применяли по 200—300 А. наблюдения, поднимавшихся на высоту 600—1000 м. По несколько сотен А. заграждения, поднимавшихся на стальных тросах на высоту 2—4 км, имелось во Франции, Великобритании, Германии и Италии. В России А. наблюдения использовались для фронтовой разведки. К концу 1917 на всех фронтах было 87 воздухоплавательных отрядов, на вооружении которых состояло около 200 А. наблюдения. В Петрограде действовала офицерская воздухоплавательная школа.

В первые дни установления советской власти, в ноябре 1917, для руководства Воздушным флотом было создано Бюро комиссаров авиации и воздухоплавания. В начале 1918 состоялся 1-й Всероссийский воздухоплавательный съезд, который наметил программу развития отечественного воздухоплавания. В первом советском научном авиационном учреждении «Летучая лаборатория» (Москва), руководимом профессором *Н. Е. Жуковским*, в мае 1918 был создан аэростатный отдел. 10 августа 1918 при Реввоенсовете Республики создаётся Полевое управление авиации и воздухоплавания действующей армии (Авиадарм). В годы Гражданской войны наряду с авиацией широко использовались воздухоплавательные части. Было проведено около 7 тысяч боевых подъёмов А. с пребыванием в воздухе около 10 тысяч ч. А. использовались речными флотилиями на Волге, Каме и Днепре.

В 1920—1930-е гг. велись работы по улучшению А. наблюдения и А. заграждения, проходили национальные и международные соревнования спортивных СА (7). В Великобритании, США, Франции и СССР осуществлялись исследования по аэродинамике и прочности А. Применение А. заграждения как составной части противовоздушной обороны отрабатывалось совместно с авиацией, зенитной артиллерией, прожекторными, а позднее и с локаторными установками. Работы по усовершенствованию А. заграждения проводились во Франции, Великобритании, Германии. В Великобритании были разработаны А. заграждения, способные поднимать стальные тросы диаметр 5—8 мм на высоту 1—4 км при скорости ветра до 25 м/с. Привязной трос имел систему вооружения (соответствующим образом подвешенные на нём боевые заряды), способствующую разрушению налетевшего на него самолёта. Для повышения манёвренности А. наблюдения в Италии, Германии, Великобритании и США были разработаны *моторизованные аэростаты*, а во Франции — геликостат системы Эмишена, имевший винты вертикальной и горизонтальной тяги, что придавало ему качества А. и вертолёта. Для изучения стратосферы с 1931 в Бельгии, Польше, Франции и США строились стратостаты для подъёма экипажа в герметичной кабине (8). В СССР и во многие странах мира с 1931 стали применять радиозонд, разработанный П. А. Молчановым, что позволило уже к 40-м гг. регулярно изучать атмосферу на высоте до 30 км. 30 сентября 1933 на стратостате «СССР-1» (9) воздухоплатели *Г. А. Прокофьев*, *К. Д. Годунов* и *Э. К. Бирнбаум* совершили подъём на высоту около 19 км. 3 сентября 1935 на СА объёмом 2200 м<sup>3</sup> пилотами И. И. Зыковым и А. М. Тропиным был совершён рекордный полёт продолжительностью 91 ч 15 мин из Москвы в Актюбинскую область. В 1935—1939 разрабатывался и испытывался стратостат-парашют конструкции *Т. М. Кулинченко*. К 1940 было совершено более 1000 учебных, тренировочных и научных полётов на А. объёмом от 150 до 2200 м<sup>3</sup>. Регулярно совершались

полёты на высоте до 10 тысяч м на *субстратостатах*, экипаж которых находился в открытых гондолах, применяя на высоте более 4 км кислородные маски. СА использовались для подъёма планеров и высотных прыжков парашютистов. В марте 1941 на СА воздухоплаватели С. С. Гайгеров и Б. А. Невернов совершили рекордный полёт из Москвы в Новосибирскую область, пролетев за 69 ч 20 мин 2767 км. К началу 1941 советские воздухоплаватели завоевали 17 международных рекордов из 24 в сетке Международной авиационной федерации. Во время Второй мировой войны применялись А. всех видов. А. заграждения использовались для защиты городов, портов, караванов судов и прикрытия десантных операций, они заставляли самолёты противника либо обходить защищаемую зону, либо подниматься выше А., что снижало точность бомбометания. В Великобритании применялись А. заграждения двух типов: МК-VI объёмом 76 м<sup>3</sup> для защиты флота и МК-VII объёмом 540 м<sup>3</sup> для защиты городов и наземных объектов. Многие английские А. заграждения имели вооружение. В июле 1944 в районе Лондона поднималось около 2 тысяч А., из которых 1600 имели подвесные снаряды.

Немецкие А. заграждения объёмом от 70 до 200 м<sup>3</sup> поднимались на высоту до 1500 м. А. наблюдения успешно использовались в Германии до конца Второй мировой войны (имели объём 1 тысяча м<sup>3</sup>).

В Японии в 1937—1939 применялись А. наблюдения и моторизов. А. С 1939 Япония разрабатывала автоматические А. (АА) для заброса на территорию противника авиабомб. В 1944 серийно строились АА объёмом 540 м с оболочками из специальной бумаги для полётов на высоте до 11 км в течение 50—70 ч, имевшие боевую нагрузку 50 кг (10). А. имел автоматическое устройство, регулирующее высоту полёта (днём 11,5 км, ночью 6—9 км). Используя *струйные течения* в атмосфере на высоте 9—11 км, АА, запущенные в Японии, могли долетать до центральных районов США и Канады, поджигая посевы и леса и производя разрушения. Было изготовлено около 10 тысяч АА, запуск которых начался 3 ноября 1944. К маю 1945 было запущено около 9 тысяч АА. Долетело не менее 1000. После появления над территорией США первых японских АА более 500 самолётов участвовало в операциях по их обнаружению и уничтожению, проводившихся с 1 декабря 1944 по 1 сентября 1945. Сбито авиацией было только 2 АА.

В СССР были созданы различные А. наблюдения и всепогодные А. заграждения (конструкции Годунова и Центрального аэрогидродинамического института): БАЗ-136 объёмом 490 м<sup>3</sup> (11), КАЗ объёмом 675 м<sup>3</sup> и другие, способные поднимать стальные тросы (тросы имели вооружение) диаметром 5—8 мм на высоту до 1 км, а в ряде случаев до 4800 м, находясь в воздухе при скорости ветра до 25 м/с. А. заграждения применялись для защиты Москвы, Ленинграда, Горького, Саратова, Ярославля, Сталинграда и Севастополя, на Тихоокеанском флоте и в других местах. В Москве в конце войны поднималось до 445 А., в Ленинграде — до 360. Советские А. наблюдения (12) успешно применялись для артиллерийской разведки и корректирования огня артиллерии на Ленинградском, Волховском, Карельском, Прибалтийском фронтах, во время боёв под Москвой, в Карпатах и в завершающих боях в Берлинском сражении. В 1943 было осуществлено 5 тысяч боевых подъёмов, в 1944 — 7 тысяч. За 1943—1944 А. наблюдения провели в воздухе свыше 13 тысяч ч. ПА применялись в СССР и для подготовки парашютистов. После Второй мировой войны воздухоплавание интенсивно развивалось в СССР, США, Великобритании, Франции, Японии и других странах. Успехи в улучшении конструкции, лётно-технических характеристик стали возможны благодаря созданию полимерных плёночных материалов для изготовления оболочек, достижениям радиоэлектроники, позволившим автоматизировать управление А.

С началом 50-х гг. в США стали применять АА, полёт которых происходит в стратосфере. АА могут летать на высоте от 6 до 50 км в заданном диапазоне высот, совершая длительные и кратковременные полёты. АА используются для изучения воздушных течений, метеозондирования, физических исследований, разведки, дальней радиосвязи и других целей. Проводятся запуски как одиночных АА, так и массовые запуски с использованием

механизированных видов старта. Длительность полета АА может изменяться от нескольких часов до несколько лет. На высоте 45—52 км эти А. могут летать с аппаратурой массой в несколько десятков кг, на высоте до 30 км — с полезным грузом массой в сотни кг, а на высоте 20—25 км — с грузом массой 5—6 т и более.

С 1951 во Франции проводятся астрономические исследования на высотных СА. Вначале исследования проводились на СА с экипажем в герметичной гондоле, которая крепилась к оболочке из прорезиненной материи или к гирлянде из резиновых оболочек (полёты астронома О. Дольфюса), а в дальнейшем с использованием АА с плёночными оболочками, поднимавшихся на высоту 32 км. 19—20 августа 1957 на стратостате «Манхай II» с плёночной оболочкой объёмом 84,95 тысячи м<sup>3</sup> американский пилот Сименс в герметичной кабине совершил полёт на высоте 30933 м продолжительностью 33 ч 10 мин. 4 мая 1961 американские пилоты М. Росс и В. Пратер поднялись на стратостате с оболочкой объёмом 283,17 тысяч м<sup>3</sup> на высоту 34668 м. Воздухоплататели находились в гермокастюмах в открытой гондоле.

В США астрономические исследования на АА (так называем баллонная астрономия) проводятся с 1960. В марте 1963 на АА с оболочкой объёмом 148,666 тысяч м<sup>3</sup> на высоте 24,5 км была поднята астрономическая станция массой 4,5 т. При этом общая масса поднимаемого груза была 6,9 т. 27 октября 1972 на АА с оболочкой объёмом около 1,4 миллиона м<sup>3</sup> на высоту 52 км была поднята аппаратура массой 113 кг. С 1962 проводились большие международные программы по изучению атмосферы и физических явлений путем массовых запусков АА и применения высотных грузоподъёмных АА для астрономических исследований и других целей. Исследования атмосферы, космических излучений с использованием АА проводились научными организациями США, Великобритании, Франции, ФРГ, Японии и других стран. В ряде стран созданы специальные воздухоплавательные полигоны (Австралия, Новая Зеландия, Индия, Египет, Турция, Норвегия и другие). Только в США с 1950 по 1970 было запущено 20 тысяч высотных АА.

В 50-е гг. в США и Западной Европе возобновились спортивные полёты на СА, наполняемых водородом, а с 60-х гг. — наполняемых тёплым воздухом. Спортивные полёты на дальние расстояния с экипажем проводились на А. с плёночными оболочками с использованием техники, разработанной при создании АА. В 1978 на пилотируемом СА «Дабл игл-2» с упрочнённой плёночной оболочкой американские воздухоплататели М. Андерсон, Б. Абуццо и Л. Ньюмен пересекли Атлантический океан, установив при этом рекорд продолжительности полёта (137 ч 5 мин 50 с), а в 1984 американец Д. Киттингер пересек Атлантический океан в одиночку. В ноябре 1981 четверо воздухоплатателей из США и Японии на СА «Дабл игл-5» совершили перелёт через Тихий океан, пролетев 8328,54 тысяч км за 3,5 дня. Наряду с АА во многих странах применяются радиозонды, передающие показания аппаратуры, замеряющей температуру, давление и влажность воздуха (потолки их достигают 45—48 км).

В СССР после Великой Отечественной войны разрабатывались и применялись СА различных конструкций для проведения научных исследований. С помощью СА изучались структура атмосферы, запылённость, турбулентность, облачность, космические излучения и т. п. Исследования проводились на СА, поднимавшихся на высоту до 30 км. Для систематических исследований атмосферной турбулентности применялись плёночные автоматические А.-парашюты объёмом 3,4 тысяч м<sup>3</sup>, поднимавшиеся на высоту 23 км (13). Затем газ выпускался, а оболочка, принимавшая форму парашюта, опускала аппаратуру, допуская многократное использование А. Для пиковых (кратковременных) полётов на высоте 25—28 км применялись А.-парашюты объёмом 20 тысяч м<sup>3</sup>, изготовленные из графитизированной шёлковой материи, что исключало воспламенение водорода от электрических разрядов. Для подъёма грузов массой до 150 кг на высоту до 30 км использовались АА гирляндной системы с резиновыми оболочками. Для проведения исследований на высоте до 30 км применялись и АА с плёночными оболочками различных объёмов. Наряду с запуском АА в СССР выполнялись полёты СА с экипажем на высоте до 4 км. 25—28 октября 1950 на субстратостате «СССР ВР-79» (14) воздухоплататели С. А. Зиновеев, С. С. Гайгеров и М. Н. Кирпичев совершили рекордный полёт длительностью 84 ч

24 мин, пролетев более 4000 км. 1 ноября 1962 на стратостате «Волга» с плёночной оболочкой объёмом 72,9 тысячи м<sup>3</sup> (15) пилоты П. И. Долгов и Е. Н. Андреев в герметичной гондоле поднялись на высоту около 25,5 км. С 60-х гг. в СССР проводились полёты АА с плёночной оболочкой объёмом 107 тысяч м<sup>3</sup>, поднимающего астрономическую станцию массой 6 т на высоту 20 км (16).

К началу 1981 в США было построено около 2500 спортивных тепловых СА (17), в других странах — около 500. С 1968 в США и Франции осуществляются разработки ПА для подъёма ретрансляторов, исследовательской и разведывательной аппаратуры. В США проводятся опытные работы по использованию ПА для крановых работ и транспортировки древесины в горных районах. В 1972 в США были разработаны ПА типа «Фамили-П» объёмом от 5,7 до 11,3 тысяч м<sup>3</sup> для различных военных и коммерческих целей (обеспечение радиорелейной и телефонной связи, радарного обзора и т. п.). Наибольшая высота подъёма этих ПА достигала 5500 м. Одновременно с ПА типа «Фамили-П» для ретрансляции разрабатывались ПА типа «ТКОМ» объёмом от 1,4 до 17 тысяч м<sup>3</sup>. Наиболее распространёнными из ПА типа «ТКОМ» являются ПА «Марк-VI» объёмом 2,8 тысяч м<sup>3</sup> и «Марк-VII» объёмом 7 тысяч м<sup>3</sup>. ПА «Марк-VII» поднимает на высоту 3 км груз массой до 2000 кг при скорости ветра на высоте подъёма до 39 м/с. При флюгерном закреплении у земли ПА «Марк-VII» рассчитан на скорость ветра 46 м/с. Подъём ПА типа «ТКОМ» может проводиться на тросах из стальной проволоки и синтетических волокон (18).

В США, Великобритании, Франции, Японии и другие странах проводятся программы по исследованию атмосферы с использованием АА, создаются более совершенные системы АА и ПА и изучаются возможности их применения для решения ряда транспортных и военных задач.

*Лит.:* Вейгслин К. Е., Очерки по истории летного дела, [кн. 1], М., 1940; Полозов Н. П., Сорокин М. А., Воздухоплавание, М., 1940; С то бр опеки и Н. Г. Наша страна — родина воздухоплавания, М., 1954; Применение аэростатов в исследовании свободной атмосферы. Труды ЦАО. в. 100, М., 1970; Крат В. А., Котляр Л. М., Баллонная астрономия, М., 1972; Чернов А. А., Путешествия на воздушном шаре, Л., 1975.

*Р. В. Пятыйшев.*

К статье *Аэростат*: 1 — летающая лодка Франческо де Лана Торци (Италия, 1670); 2 — «монгольфьер» (Франция, 1783); 3 — «шарльер» (Франция, 1783); 4 — «розьер» (Франция, 1785); 5 — привязной аэростат конструкции А. Парзевала (Германия, 1893); 6 — привязной аэростат типа «Како» (Франция, 1915); 7 — спортивный свободный аэростат; 8 — стратостат О. Пиккара (Бельгия, 1931); 9 — стратостат «СССР-1» (СССР, 1933).

К статье *Аэростат*: 10 — автоматический аэростат (Япония, 1944); 11 — аэростат заграждения БАЗ-136 (СССР, 1941); 12 — аэростат наблюдения АН-540 (СССР, 1941); 13 — автоматический аэростат-парашют (СССР, 1950); 14 — субстратостат «СССР ВР-79» (СССР, 1950); 15 — стратостат «Волга» (СССР, 1960); 16 — стратосферная астрономическая станция «Сатурн» (СССР, 1964); 17 — современный тепловой аэростат (США, 1980-е гг.); 18 — современный привязной аэростат (США, 1980-е гг.).

**аэростатика** (от греческого  $\alpha\{\{e\}\}g$  — воздух и  $statik\{\{e\}\}$  — учение о весе, о равновесии) — раздел *аэродинамики*, изучающий условия равновесия жидкостей и газов (преимущественно воздуха) и действие этих сред на погружённые в них тела. Область А., занимающаяся несжимаемой жидкостью, обычно называется *гидростатикой*.

В покоящейся среде могут возникать только нормальные напряжения, а касательные напряжения обращаются в нуль, поскольку вектор скорости  $\mathbf{V} = 0$ . Вследствие этого нормальное напряжение, приложенное к элементарной площадке, не зависит от ориентации этой площадки в пространстве. (Этот результат об изотропии нормальных напряжений в сплошной среде впервые был установлен франц. учёным Паскалем (B. Pascal) в середине VII в. и известен в физике как закон Паскаля.)

Уравнения равновесия среды получаются из *Навье—Стокса уравнений*, если в них положить  $\mathbf{V} = 0$ :

$$\mathbf{QF} = \text{grad}p,$$

где  $\mathbf{F}$  — вектор *массовых сил*,  $Q$  — плотность,  $p$  — давление. Для однородной несжимаемой жидкости ( $Q = \text{const}$ ), отсюда следует, что массовые силы должны обладать потенциалом  $\Pi$  ( $\mathbf{F} = \text{grad}\Pi$ ). Однако в общем случае сжимаемой жидкости они могут быть и непотенциальными, и уравнения равновесия среды накладывают ограничение на поле массовых сил. Это ограничение имеет вид  $\text{rot}\mathbf{F} = 0$  и представляет собой условие существования поверхностей, нормальных к силовым линиям рассматриваемого поля массовых сил. Потенциальные массовые силы, наиболее часто встречающиеся в прикладных задачах аэродинамики, удовлетворяют этому условию автоматически:  $\text{rot}\mathbf{F} = -\text{rot}*\text{grad}\Pi = 0$ . Уравнения равновесия замыкаются *энергии уравнением* и уравнением состояния среды.

На основе уравнений **A.** для заданного вектора  $\mathbf{F}$  определяются поля газодинамических переменных и вычисляются силы, действующие на поверхность погружённого в среду тела; в частности, главный вектор сил давления  $\mathbf{P}$  на поверхность погружённого тела определяется выражением:

$$\mathbf{P} = -\int_V \text{grad}p d\tau = \int_{\tau\{0\}} \mathbf{F} d\tau,$$

где  $\tau$  — объём тела. В случае, если массовые силы — гравитационные, вектор  $\mathbf{P}$  равен по модулю весу жидкости в объёме тела и направлен в сторону, противоположную направлению силы тяжести, вследствие чего силу  $\mathbf{P}$  часто называют выталкивающей силой. Этот результат известен как *Архимеда закон*. Уравнения **A.** используются при решении различных геофизических и астрофизических задач: определение равновесного состояния атмосферы Земли (см. *Барометрическая формула*) и других планет; определение равновесной формы вращающейся жидкости (применительно к задаче о форме Земли и другим планет) и т. п. На их основе вычисляются характеристики *аэростатов*. Аэростаты в зависимости от устройства и применения могут перемещаться в атмосфере как совместно с воздушной массой, так и внутри неё. Поэтому в общем случае их перемещение определяется законами как **A.**, так и аэродинамики. В связи с этим аэромеханику свободных аэростатов обычно рассматривают отдельно, и условно её также называют аэростатикой, понимая под этим механику полета свободного аэростата.

*Р. В. Пятьшев.*

**аэротермодинамика** — раздел аэродинамики, изучающий *гиперзвуковые течения* газа, когда наряду с динамическими эффектами — скоростной напор, напряжение трения (см. *Тензор напряжений*) и др. — становятся существенными и термодинамические (теплопередача, аэродинамическое нагревание). В этих условиях на характеристики течения большое влияние оказывают *реального газа эффекты*, неравновесность течения, а также абляция обтекаемой поверхности, её каталитические и другие свойства (см. также *Неравновесное течение*).

**аэроупругость**, **аэромеханика упругого летательного аппарата**, — раздел прикладной механики, в котором рассматривается взаимодействие летательного аппарата как упругой системы (упругого летательного аппарата) с воздушной средой. Аэродинамические силы, действующие на летательный аппарат при его движении в воздухе, вызывают деформации упругой конструкции, приводящие, в свою очередь к изменению аэродинамических сил. Все явления, рассматриваемые в **A.**, по своему характеру подразделяются на статические и динамические. К статическим явлениям относятся те, для которых характерно взаимодействие аэродинамических сил и сил упругости конструкции: *дивергенция* несущих поверхностей (крыла, оперения), *реверс* органов управления летательного аппарата, влияние упругости конструкции на перераспределение аэродинамической нагрузки и на статическую устойчивость летательного аппарата. К динамическим явлениям относятся те, для которых существенным оказывается взаимодействие аэродинамических

инерционных сил и сил упругости: *флаттер, срывной флаттер, бафтинг, трансзвуковые автоколебания* органов управления летательным аппаратом, реакция упругой конструкции на действие атмосферного возмущения, влияние упругости конструкции на динамическую устойчивость летательного аппарата; наглядное представление о классификации явлений **A.** даёт так называемый треугольник **A.** (рис. 1). В вершинах треугольника показаны три вида сил — аэродинамическая *A*, инерционная *I* и силы упругости *У* конструкции. Сплошные линии обозначают взаимодействие между силами. Внутри треугольника указаны динамические явления **A.** (взаимодействуют все три вида сил), а на стороне треугольника *AУ* — статические явления **A.** (взаимодействуют аэродинамические силы и силы упругости). Учёт дополнительных воздействий на летательный аппарат приводит к более сложным проблемам. Так, аэродинамическое нагревание конструкции летательного аппарата влияет на изменение частот, форм и декрементов колебаний (одно из явлений аэротермоупругости).

Самостоятельный раздел **A.** представляет раздел, в котором изучаются явления при сложном взаимодействии упругого летательного аппарата с воздушным потоком и функционирующей системой автоматического управления (САУ). Иногда эти явления объединяют под название «аэроавтоупругость». Динамические свойства этого замкнутого колебательного контура (среда, упругий летательный аппарат, система автоматического управления) определяются одновременно аэроупругими характеристиками конструкции летательного аппарата и характеристиками тракта управления — от чувствительных элементов (датчиков) до приводов органов управления. Взаимодействие летательного аппарата с САУ может привести к потере колебательной (аэроупругой) устойчивости всего контура, Это взаимодействие весьма существенно и для активных систем управления.

При аналитическом подходе к решению задач **A.** выделяют задачи на определение устойчивости и реакций конструкции. В этом случае устойчивость авиационной конструкции понимается как «устойчивость в малом» (по А. А. Ляпунову). При данной скорости потока устойчивость аэроупругой системы обеспечивается тогда, когда после приложения возмущающей силы результирующая деформация конструкции остаётся конечной, т. е., если деформация стремится к нулю при стремлении к нулю возмущающей силы, то система устойчива. При этом рассматриваются задачи статической и динамической устойчивости. В задачах определения реакции конструкции на приложенную внешнюю нагрузку искомой реакцией может быть деформация, перемещение или напряжённое состояние упругой конструкции. К таким задачам относятся исследования бафтинга, реакция упругого летательного аппарата на действие беспокойного воздуха и др.

Задачи на определение устойчивости и реакций имеют важные различия как в математическом описании, так и в методах их решения. Математические задачи устойчивости описываются системой однородных дифференциальных уравнений, решение которых сводится к проблеме определения комплексных собственных значений вещественной матрицы. Задачи об отыскании реакций описываются системой неоднородных уравнений, имеющей в обобщённых координатах следующий вид:

$$C\{\{q\}\} + VDq + (G + V^2B)q = F(t),$$

где *C* — матрица инерционных коэффициентов, *G* — матрица жёсткости, *VD* и *V<sup>2</sup>B* — соответственно матрицы аэродинамической жёсткости и *аэродинамического демпфирования*, *F(t)* — вектор внешних сил, *q* — вектор обобщённых координат, *V* — вектор скорости набегающего потока. В задачах устойчивости вектор  $F(t)\{\{ = \}\}0$ . Различие между задачами динамической аэроупругой устойчивости (например, флаттера) и определения реакции иллюстрируется структурными схемами, представленными на рис. 2. Замкнутый контур на схеме рис. 2, а описывает самовозбуждающиеся колебания при флаттере; на рис. 2, б приведена схема, описывающая динамическую реакцию конструкции на внешнее воздействие.

В задачах устойчивости главный интерес представляет отыскание критических состояний, при

которых происходит потеря устойчивости. В этом случае упругие деформации конструкции могут рассматриваться бесконечно малыми, что допускает линеаризацию описывающих задачу уравнений. При определении реакции основной интерес представляют конечные деформации и напряжения в конструкции, и в общем случае — нелинейные эффекты.

Вычислительные методы решения задач **A.** выбираются в зависимости от принимаемой упруго-массовой схемы конструкции летательного аппарата и используемой теории определения аэродинамических воздействий на деформирующийся летательный аппарат. В основе этих методов лежит допущение о том, что колебания летательного аппарата — системы с бесконечно большим числом степеней свободы — могут быть описаны с достаточной точностью уравнениями для системы с конечным числом степеней свободы, т. е. в уравнении для отыскания реакций вектор  $q$  можно представить в виде конечного ряда;

$$q = \sum_{k=0}^{\infty} K^{(k)} q^{(k)}$$

где  $f_i(x, z)$  — координатные функции некоторого  $i$ -го элемента конструкции.

В качестве координатных в различных методах могут быть выбраны следующие функции.

1. Функции, описывающие формы собственно колебаний конструкции вне потока (метод заданных форм колебаний). Этот метод широко применяется при балочно-стержневой схематизации конструкции (**метод Галёркина — Бубнова**).
2. Функции в виде полиномов по декартовым координатам деформирующейся поверхности  $f_i(x, z) = \sum_{r_i, s_i} \{x^{r_i} z^{s_i}\}$ , где  $r_i$  и  $s_i$  — набор целых чисел (так называемый **метод Ритца**, или метод многочленов). Такой подход удобен для анализа колебаний несущих поверхностей малого удлинения. Конструкция крыла (оперения) при этом схематизируется в виде системы балок (лонжероны, нервюры) и трапециевидных панелей (обшивка). Деформация характеризуется смещением срединной поверхности некоторой эквивалентной анизотропной пластины. Для определения деформаций используется так называемая гипотеза прямых нормалей.
3. Метод сосредоточенных масс применяется при балочной схематизации конструкции и для каркасно-кессонной схемы, представляющей собой каркас из перекрёстных балок и кессонов (кессонно-балочного типа), присоединённых к каркасу (рис. 3). В этом случае вектор обобщённых координат может определять перемещения (угловые и линейные) конечного числа точек (узлов) конструкции, в которых размещены сосредоточенные грузы, представляющие массу летательного аппарата.
4. В качестве координатных функций могут быть выбраны конечные элементы. Причём для описания исходной конструкции требуется большое число переменных (несколько тысяч), которые затем редуцируются к меньшему числу расчётных степеней свободы (несколько сотен). Метод конечных элементов целесообразно применять для проверочных расчётов задач **A.** при подробной проработке конструкции. При упрощённой схематизации, например, балочной, каркасно-кессонной схемах, этот метод идентичен методу сосредоточенных масс.

Для определения аэродинамических воздействий расчёт аэродинамических сил проводят при определённых упрощающих задачу предположениях. Достаточно широко используется гипотеза стационарности, согласно которой аэродинамические характеристики тела, движущегося с переменными линейной и угловой скоростями, заменяются в каждый момент времени характеристиками того же тела, движущегося с постоянной, линейной и угловой скоростями. Имеет распространение гипотеза плоских сечений, по которой предполагают, что любое сечение крыла конечного размаха обтекается так же, как сечение соответственного крыла бесконечного размаха. В ряде случаев пренебрегают конечным значением приведённой частоты  $k = \omega b/V$  ( $b$  — характерный линейный размер,  $\omega$  — частота колебаний,  $V$  — скорость потока) и считают  $k \rightarrow 0$ . Наиболее близкую к действительной картине обтекания колеблющегося летательного аппарата в потоке воздуха даёт теория крыла в нестационарном потоке (см. *Крыла теория*), на основе которой разработаны методы вычисления аэродинамического коэффициента для различных режимов (несжимаемый поток; дозвуковой, транзвуковой, сверхзвуковой и гиперзвуковой режимы полёта). На базе использования электронно-вычислительных машин нашли применение численные методы

расчёта распределения нестационарных аэродинамических давлений по колеблющемуся крылу конечного размаха. При этом крыло (несущая поверхность) разбивается на участки (панели), каждый из которых заменяется либо одиночным вихрем (рис. 4) — **метод дискретных вихрей**, либо распределёнными диполями, либо вихревым слоем.

После вычисления элементов всех матриц система неоднородных дифференциальных уравнений для отыскания реакции интегрируется численными методами во времени (метод Эйлера, Рунге — Кутты, Адамса — Штермера, матричного экспоненциала и др.).

Наряду с расчётными методами широко применяются экспериментальные методы исследования явлений **А**. Один из основных экспериментальных методов — испытания моделей летательных аппаратов и многих других объектов в аэродинамических трубах (рис. 5 и 6). Для задач **А** этот метод позволяет получить более полные результаты, чем лётные испытания натурального летательного аппарата. Например, при исследовании флаттера непосредственно определяется значение критической скорости флаттера, в широких пределах осуществляется вариация определяющих параметров. Исследования в аэродинамической трубе имеют преимущества и перед расчётными методами, так как позволяют избежать многие допущений и предположений как при описании конструкции летательного аппарата, так и при вычислении силовых воздействий на неё. В тех случаях, когда теоретические методы не дают надёжных результатов, например, при решении задач, связанных с исследованиями авиационных конструкции в области трансзвуковых скоростей полета или при срыве потока, экспериментальный метод является единственным при решении задач **А**. Испытания моделей в аэродинамических трубах позволяют исследовать явления флаттера, оценивать эффективность органов управления упругого летательного аппарата, определять критическую скорость реверса этих органов; измерять реакцию упругого летательного аппарата при действии однократных и циклических порывов воздуха, а также реакцию всего летательного аппарата и его элементов при бафтинге; изучать аэроупругую устойчивость летательного аппарата с функционирующей система автоматического управления; осуществлять выбор законов управления летательным аппаратом, синтез систем демпфирования упругих колебаний и подавления флаттера; проводить корректировку расчётных схем и методов исследования. Для испытаний применяются схематические модели, *динамически-подобные* модели отдельных частей летательного аппарата (крыла, фюзеляжа, оперения и т. д.) и летательного аппарата в целом, упруго-подобные модели консолей крыла, оперения и летательного аппарата в целом.

Окончательное заключение о безопасности летательного аппарата от флаттера, бафтинга, реверса органов управления и других нежелательных явлений, обусловленных воздействием на летательный аппарат аэродинамических сил, делается с учётом результатов проводившихся на натурном летательном аппарате исследований — резонансных испытаний на земле и лётных испытаний. Целью резонансных испытаний является получение форм, частот и декрементов собственно колебаний конструкции летательного аппарата. Результаты этих испытаний служат для уточнения значений критической скорости флаттера, полученной расчётом, и позволяют оценить, насколько точно модели, испытанные в аэродинамической трубе, воспроизводят характеристики натурального летательного аппарата. Лётные исследования явлений **А**. — составная часть общих лётных испытаний летательного аппарата на прочность, которые представляют собой заключительный контрольный этап всего комплекса исследований задач в области **А**. летательного аппарата.

Становление **А**. как самостоятельного раздела прикладной механики относится к 30-м гг., когда авиация столкнулась с двумя проблемами **А**. — бафтингом и флаттером самолётов. Работами М. В. Келдыша уже к концу 30-х гг. были заложены основные теории флаттера и показаны возможности моделирования этого явления в аэродинамических трубах. Большой вклад в исследование флаттера и разработку практических методов решения этой центральной задачи **А**. внесли *Е. П. Гроссман*, Я. М. Пархомовский и Л. С. Попов. Они явились, по существу, создателями советской научной школы исследования флаттера. Их работы имели большое значение для

развития методики моделирования флаттера, создания динамически-подобных моделей, получения надёжных количеств, результатов. Теоретические методы расчёта нестационарных аэродинамических сил, действующих на колеблющийся профиль, наряду с Келдышем, разработаны *М. А. Лаврентьевым*, *Л. И. Седовым* к 1935. В 40-х гг. в Центральном аэрогидродинамическом институте под руководством *С. П. Стрелкова* были созданы экспериментальные установки и проведены измерения нестационарных аэродинамических коэффициентов на колеблющихся крыльях конечного удлинения. Численный метод расчёта нестационарных аэродинамических характеристик летательного аппарата на основе схемы дискретных вихрей разработан *С. М. Белоцерковским*.

Теоретические исследования реверса органов управления летательным аппаратом проводились в СССР начиная с 1936. Первые работы по статической **А.** связаны с именами *Гроссмана*, *А. И. Макаревича* и *Я. М. Серебрянского*. В конце 40-х гг., когда проблема реверса приобрела прикладное значение, возникла необходимость использования экспериментальных методов. Под руководством *Пархомовского* и *В. М. Фролова* в начале 50-х гг. были созданы упруго-подобные модели и проведены первые испытания их на реверс в аэродинамических трубах. Затем были разработаны методы моделирования реверса крыльев малого удлинения и других явлений статической **А.** всего самолёта. Систематические исследования аэроупругой устойчивости контура летательного аппарата и системы автоматического управления начались в конце 50-х гг. под руководством *Стрелкова* и *П. Я. Крупенёва*, затем *А. Ф. Минаева*. Вопросам взаимодействия система автоматического управления и упругого летательного аппарата посвящены работы *Белоцерковского*, *К. С. Колесникова*, *А. А. Красовского*. *В. Н. Сухова*.

Вклад в решение проблем флаттера, бафтинга, реверса и других задач **А.**, включая аналитические, расчётные и экспериментальные методы нестационарной аэродинамики, внесли *В. Бирнбаум*, *Т. Карман*, *Х. Кюснер*, *А. Г. Фершинг* (Германия), *Г. Глауэрт*, *А. Коллар* (Великобритания), *И. Гаррик*, *Р. Бисплингхофф*, *Т. Теодорсен*, *Х. Эшли* (США). *Ж. Купри*, *Р. Мазе* (Франция). Центральной проблемой **А.** является изучение явлений флаттера. Многообразие форм флаттера, сложная зависимость критической скорости от многочисленных параметров, последствия этого явления требуют совершенствования существующих методов и разработки новых расчётных и экспериментальных методов исследования, позволяющих надёжно обеспечить безопасность летательного аппарата.

*Лит.:* *Гроссман Е. П.*. Флаттер, М., ! 937 (Тр. ЦАГИ, №284); *Гроссман Е. П.*, *Келдыш М. В.*. *Пархомовский Я. М.*, Вибрации крыла с элероном, М., 1937 (Тр. ЦАГИ № 337); *Гроссман Е. П.*, Курс вибраций частей самолета, М., 1940; *Некрасов А. И.*, Теория крыла в нестационарном потоке, М.—Л., 1947; *Бисплингхофф Р.*, *Эшли Х.*, *Халфмэн Р.*, Аэроупругость, пер. с английск. М., 1958; *Фын Я. Ц.*, Введение в теорию аэроупругости, пер. с английск, М., 1959; *Белоцерковский С. М.*, *Скрипач Б. К.*, *Табачников В. Г.*. Крыло в нестационарном потоке газа, М., 1971; *Колесников К. С.*, *Минаев А. Ф.*. Колебания летательных аппаратов, в кн.: Вибрации в тех пике. Справочник, т. 3, М., 1980; *Фершинг Г.*, Основы аэроупругости, пер. с нем., М., 1984.

*Г. М. Фомин.*

Рис. 1. Треугольник аэроупругости: **А** — аэродинамические силы; **У** — упругие силы; **И** — инерционные силы; **1** — явления статической аэроупругости (**Д** — дивергенция, **Р** — реверс органов управления, ракета-носитель — распределение аэродинамической нагрузки с учётом упругости конструкции летательн аппарат, **СУУ** — статическая устойчивость упругого летательного аппарата); **2** — явления динамической аэроупругости (**Ф** — флаттер, **СФ** — срывной флаттер, **Б** — бафтннг, **ТА** — трансзвуковые автоколебания, **НВ** — реакция упругой конструкции на действие беспокойного воздуха, **ДУУ** — динамическая устойчивость упругого летательного аппарата); **3** — явления, не относящиеся к аэроупругости (двигательная установка — динамическая устойчивость летательного аппарата как твёрдого тела, **МК** — механические колебания вне потока).

Рис. 2. Структурные схемы: а — для задачи аэродинамической устойчивости (флаттера); б — для задачи динамической реакции на внешнее воздействие; А — аэродинамические силы; И — инерционные силы; У — упругие силы; F(t) — внешнее воздействие; q — реакция.

Рис. 3. Упруго-массовая схема самолёта (кессонно-балочного типа): 1 — балки; 2 — сосредоточенные массы.

Рис. 4. Вихревая модель самолета (применение метода дискретных вихрей): 1 — присоединенный вихрь; 2 — контрольная точка.

Рис. 5. Испытания динамически-подобной модели самолёта в аэродинамической трубе Т-104 (ЦАГИ).

Рис. 6. Модель шпиля морского вокзала в Ленинграде (испытание на воздействие ветра в аэродинамической трубе).

**аэрофинишер** — устройство для торможения самолёта при посадке на палубу *авианесущего корабля*. Основу конструкции **А.** (см. рис.) составляют тросовая система и тормозной механизм. В исходном положении приёмный трос 1 располагается на тросоподъёмнике 2 и натягивается на высоту 80—150 мм над палубой. Тормозной трос 3 через систему направляющих шкивов и амортизаторы закрепляется в тормозном механизме. Диаметр троса 30—40 мм, его общая длина достигает 600 м. Основными элементами тормозного механизма обычно являются полиспаг с кратностью до 20 и гидроцилиндр, к плунжеру 5 которого крепится подвижная обойма 4 блоков полиспага. Гидроцилиндр служит для создания тормозного усилия и возвращения троса в исходное состояние. (Известны **А.**, в которых тормозной трос наматывается на барабаны, оборудованные фрикционными или гидравлическими тормозами.) При этом тормозное усилие автоматически регулируется селектором массы принимаемого самолёта, обеспечивающим независимость тормозного пути от массы совершающего посадку самолёта. Управление **А.** осуществляется с расположенного на палубе пульта управления.

При посадке самолёта его *тормозной крюк* захватывает приёмный трос и вытягивает тормозной, преодолевая сопротивление тормозного механизма, чем и обеспечивается торможение самолёта. **А.** способны останавливать самолёты массой до 30 т при посадочной скорости до 250 км/ч. При этом тормозной путь составляет около 100 м, время затормаживания 2—2,5 с, а максимальная отрицательная *перегрузка* может достигать 4,5.

В целях повышения безопасности посадки на кораблях устанавливают несколько **А.** (обычно 4) с расстоянием между приёмными тросами 10—12 м, последний трос обычно используется в составе *аварийного барьера*.

К. В. Захаров.

Рис. Конструктивная схема аэрофинишера.

**аэрофлот** — общепринятое собирательное наименование гражданской авиации, находившейся в ведении МГА СССР. В международных воздушных сообщениях **А.** выступал как единое и самостоятельное авиационное предприятие («Аэрофлот»), являвшееся юридическим лицом.

**аэрофотоаппарат** — оптико-механический прибор, устанавливаемый на летательном аппарате и предназначенный для *аэрофотосъёмки* земной повети в видимой и ближней инфракрасной части спектра. Первый **А.** был изготовлен членом Русского технического общества В. И. Срезневским. С помощью этого **А.** была проведена первая опытная съёмка при полёте на воздушном шаре в 1886 командиром воздухоплавательной части А. М. Кованько. **А.** (см. рис.) состоит из аэрофотокамеры, преобразующей световой поток в скрытое изображение на фотоматериале, аэрофотоустановки, обеспечивающей необходимое положение камеры при съёмке и уменьшающей вибрационные и колебательные воздействия летательного аппарата, и пульта управления, служащего для дистанционного управления и контроля. Для обеспечения автоматического управления

аэрофотосъёмкой **А.** может сопрягаться с системой автоматического управления экспозицией и навигационной системой летательного аппарата. В снимок, как правило, впечатывается дополнительная информация о параметрах полёта, пространственном положении летательного аппарата, дате и времени фотографирования. Различают **А.**: по времени работы — дневные, ночные; по положению оптической оси — плановые, перспективные; по принципу построения изображения — кадровые, щелевые, панорамные; по решаемым задачам — топографические, разведывательные и другие. Основные технические характеристики **А.**, определяющие их использование: фокусное расстояние (от 50 до 1500 мм), формат снимка (от 7×8 см до 30×30 см), диапазон высот и разрешающая способность (лабораторная, полётная; выражается в линиях или единицах длины на 1 мм негатива). Для повышения качества изображения **А.**, как правило, имеют систему компенсации движения летательного аппарата во время экспозиции.

**Аэрофотоаппарат:** 1 — пульт управления; 2 — аэрофотокамера; 3 — кассета.

**аэрофотосъёмка** — фотографирование земной поверхности установленным на летательном аппарате аэрофотоаппаратом (АФА). Аэрофотоснимок используется при создании топографических карт для лесоустройства, землеустройства, изысканий транспортных магистралей и изучения природных ресурсов Земли. **А.** выполняют штурман-аэрофотосъёмщик и бортоператор. Для **А.** в России используются специально оборудованные самолёты Ан-30, Ил-14, Ан-2, вертолёты Ми-8, Ка-26 и другие летательные аппараты. Они снабжаются фотолюками для установки АФА и специальным пилотажно-навигационным оборудованием. **А.** выполняется в масштабах от 1:1000 до 1:200000 на панхроматическую, цветную, спектральнозональную аэрофотоплёнку. Плановая **А.** ведётся с отклонением оптической оси АФА не более, чем на 3° от вертикали, с продольным перекрытием 56—65% и поперечным перекрытием 20—50%. **А.** широко применяется в военных целях (см. *Разведывательный летательный аппарат*).

**Б-20** — авиационная пушка, созданная в 1944 под руководством М. Е. Березина. Калибр 20 мм, скорострельность 800 выстрелов в 1 мин, масса снаряда 96 г, начальная скорость 800 м/с, масса пушки 25 кг. Применялась на завершающем этапе Великой Отечественной войны, а также устанавливалась на ряде самолётов послевоенных лет.

**Бабушкин** Михаил Сергеевич (1893—1938) — советский полярный лётчик, Герой Советского Союза (1937). Участник Гражданской войны. Окончил Гатчинскую военно-авиационную школу (1915) и работал в ней инструктором. С 1923 служил в Арктике, занимаясь аэрофотосъёмкой. Участвовал в поисках экспедиции У. Нобиле (1928), а экспедиции ледокола «Челюскин» (1933—1934), высокоширотной экспедиции ледокола «Садко» (1935), в высадке группы И. Д. Папанина на Северный полюс (1937), в поисках пропавшего самолёта С. А. Леваневского (1937—1938). Погиб при катастрофе самолёта под Архангельском (о. Ягодники). Депутат Верховного Совета СССР с 1937. Награждён орденами Ленина, Красного Знамени, Трудового Красного Знамени, Красной Звезды. Памятник в Москве.

**М. С. Бабушкин.**

**багаж** — личные вещи пассажира, которые перевозятся на основании договора воздушной перевозки между пассажиром и авиаперевозчиком. **Б.** делится на зарегистрированный, сданный пассажиром перевозчику, и незарегистрированный — ручную кладь. Перевозчик устанавливает норму бесплатного провоза **Б.**, а также перечень предметов и веществ, которые не принимаются в качестве **Б.** Перевозчик несет ответственность за утрату, недостачу или повреждение **Б.** с момента принятия его к перевозке и до выдачи получателю, а при определенных условиях — за сохранность незарегистрированного **Б.** (см. также *Ответственность имущественная*).

**база шасси** — расстояние между центрами площадей контактов колёс, лыж или поплавков главной и передней (задней) опор *шасси* летательного аппарата.

**базовый двигатель** — первый образец семейства двигателей нового поколения, существенно

отличающийся конструкцией, параметрами и характеристиками от предшествующих образцов. На основе **Б. д.** путём изменения температуры газа перед турбиной, степени повышения давления в компрессорах, расхода воздуха или других параметров при несущественном изменении конструкции может создаваться ряд двигателей, отличающихся значениями тяги, удельного расхода топлива, ресурса.

**Байдуков** Георгий Филиппович (р. 1907) — советский лётчик, генерал-полковник авиации (1961), Герой Советского Союза (1936). С 1926 в Советской Армии. Окончил 1-ю Московскую военную школу лётчиков (1928), Высшую военную академию Генштаба (1951). Работал лётчиком-испытателем. Совместно с *А. Б. Беляковым* и *В. П. Чкаловым* совершил *перелёты*: Москва — о. Удд (ныне о. Чкалов), 1936; Москва — Северный полюс — Ванкувер (США), 1937. Участник советско-финляндской (командовал авиагруппой и авиаполком) и Великой Отечественной (командовал авиадивизией и авиакорпусом) войн, В 1947—1949 начальник Главного управления Гражданского воздушного флота. Депутат Верховного Совета СССР в 1937—1946. Государственная премия СССР (1970). Награждён 2 орденами Ленина, орденом Октябрьской Революции, 4 орденами Красного Знамени, 2 орденами Суворова 2-й степени, орденами Кутузова 1-й и 2-й степени, Отечественной войны 1-й и 2-й степени, Трудового Красного Знамени, 4 орденами Красной Звезды, орденами «За службу Родине в Вооружённых Силах СССР» 1-, 2- и 3-й степени, иностранными орденами, медалями.

Соч.: Наш полет в Америку, М., 1937; Записки пилота, М., 1938; Чкалов. 5 изд., №.. 1991.

**Г. Ф. Байдуков.**

**«бак»** — см. *«Бритиш эркрафт корпорейшен»*.

**бак топливный** — см. *Топливный бак*.

**Балабуев** Пётр Васильевич (р. 1931) — советский авиаконструктор, доктор технических наук (1988), Герой Социалистического Труда (1975). Окончил Харьковский авиационный институт (1954). Работал в опытно-конструкторское бюро О. К. Антонова инженером-конструктором, начальником цеха, директором завода, главным конструктором; с 1984 генеральный конструктор. Принимал участие в создании самолётов Ан-8, Ан-10, Ан-12, Ан-14, Ан-22, Ан-24, Ан-26, Ан-28, Ан-30, Ан-32, Ан-72, Ан-74, Ан-124 и их модификаций. Под руководством Б. создан самолёт Ан-225. Государственная премия СССР (1973). Награждён орденами Ленина, Трудового Красного Знамени, медалями. См. статью *Ан*.

**П. В. Балабуев.**

**Баландин** Василий Петрович (1904—1973) — один из организаторов авиационной промышленности СССР, генерал-майор инженерно-авиационной службы (1944), Герой Социалистического Труда (1945). Окончил Московский институт инженеров железнодорожного транспорта (1930). В 1937—1946 (с небольшим перерывом, связанным с его необоснованным арестом) директор авиадвигательных заводов в Рыбинске и Уфе, одновременно (с 1938) заместитель наркома авиационной промышленности. В 1946—1953 заместитель, в 1953—1957 1-й заместитель министра авиационной промышленности. С 1958 на различных государственных должностях. В годы Великой Отечественной войны под руководством Б. организовано крупнопоточное производство авиационных двигателей для самолётов Як-3, Як-9, Пе-2. Награждён 5 орденами Ленина, 3 орденами Трудового Красного Знамени, орденом Красной Звезды, медалями.

**В. П. Баландин.**

**балансировка** (от французского *balancer* — уравнивать) **летательного аппарата** — обеспечение равновесия действующих на летательном аппарате в полёте моментов сил относительно одной или нескольких осей связанной *системы координат* с началом в его центре тяжести (ЦТ) и (или) сил, действующих вдоль тех или иных осей координат. Зависимости, непосредственно связывающие

углы отклонения *органов управления*, перемещения *рычагов управления* или усилий на них с *углом атаки*, *креном*, *перегрузкой*, скоростью и т. д. в установившихся режимах полёта, называются **баланси́ровочными зависимостями** (**баланси́ровочными кривыми** — БК), а входящие в них значения переменных — **баланси́ровочными значениями**. Различают продольную **Б.**, осуществляемую рулём высоты, *элевонами*, управляемым *стабилизатором* (*дестабилизатором*), струйными рулями, изменением режима работы двигателей (рукоятками управления двигателями), перекачкой топлива, *автоматом перекоса* и т. д., и боковую **Б.**, осуществляемую *элеронами*, дифференцируемым стабилизатором, рулём направления, управляемым *килем*, рукоятками управления двигателями, струйными рулями, *рулевым винтом* вертолёта и т. д.

При анализе *продольного движения* часто используются зависимости угла отклонения руля высоты или стабилизатора (см. рис.) от перегрузки (угла атаки или аэродинамического коэффициента подъёмной силы) при полёте с постоянной скоростью или при постоянном значении *Маха* числа полёта  $M_{\infty}$  и от скорости полёта при прямолинейном установившемся движении. На характер БК влияет положение ЦТ летательного аппарата, состояние механизации крыла, режимы работы двигателей и другие факторы. В частности, максимальное, с учётом запаса на управление, отклонение руля высоты вверх, при котором возможна продольная **Б.**, определяет предельно-переднюю *центровку*.

Боковая **Б.** при весовой, аэродинамической несимметрии или при несимметричной тяге двигателей выполняется при приемлемых углах крена  $\{\{\gamma\}\}$  и *скольжения*  $\{\{\beta\}\}$ . Практически часто встречающимися видами боковой **Б.** являются **Б.** при посадке с боковым ветром в прямолинейном установившемся полёте с креном и скольжением или с  $\{\{\beta\}\} \approx 0$ , **Б.** в установившемся криволинейном полёте (*вираже*), **Б.** при установившейся скорости крена. В ряде случаев БК могут определять неединственность связи баланси́ровочных значений параметров движения и углов отклонения органов управления, что наблюдается, например, при «силовой» **Б.** (см. *Вторые режимы полета*) и при некоторых видах пространственного движения летательного аппарата (*инерционном вращении*, *штопоре*).

На любом режиме полёта **Б.** может осуществляться как при наличии, так и при отсутствии усилия на рычагах управления. В последнем случае, когда одновременно равны нулю момент относительно ЦТ летательного аппарата и усилия на рычаге управления, имеет место **Б.** по усилию. Снятие усилий может производиться *триммером* или триммерным механизмом при *бустерном управлении*, отклонением стабилизатора (дестабилизатора) на постоянный для данного режима полёта угол и практически важно при длительном установившемся полёте.

Ю. Б. Дубов.

Баланси́ровочные зависимости по перегрузке при  $n_g$  при  $M_{\infty} = \text{const}$  (слева) и по скорости  $V_{np}$  при разгоне в горизонтальном прямолинейном полете (справа);  $\{\{\delta\}\}_{cr}$  — угол отклонения стабилизатора.

**«Балкан»** — авиакомпания Болгарии. Осуществляет перевозки в страны Европы, Азии и Африки. Основана в 1947 как советско-болгарская авиакомпания «TABSO», указанное название с 1968. В 1989 перевезла 2,7 миллионов пассажиров, *пассажирооборот* от 3,87 миллиарда пассажиро-километров. Авиационный парк — 52 самолёта.

**балласт** — груз, используемый на *дирижаблях* и свободных *аэростатах* для изменения высоты полёта и статического уравнивания. На дирижаблях в качестве **Б.** чаще всего используется вода, заливаемая в расходные баки. На свободных аэростатах с экипажем **Б.** служит сухой песок, насыпаемый в брезентовые мешки вместимостью по 20 кг. На стратостатах с экипажем используется мелкая свинцовая дробь, а на автоматических аэростатах — мелкая чугунная. Вес неприкосновенного посадочного **Б.** составляет не менее 2% полной подъёмной силы при взлете. При дальних исследовательских и рекордных полётах свободных аэростатов вес расходного **Б.** на уравнивание в полете и посадку может составлять 60% и более от полной подъёмной силы

при взлете. Вес **Б.** при взлёте аэростата в выполненном состоянии (когда объём газа равен объёму аэростата) при учебных и тренировочных полётах должен быть не менее 10% полной подъёмной силы (в момент взлёта).

При полёте дрейфующих высотных аэростатов с плёночными оболочками для предотвращения снижения каждые сутки требуется сбрасывать **Б.** массой около 7% полетной массы аэростата. При этом масса **Б.** при полётах длительностью 7—10 суток может достигать 40—50% массы аэростата при взлёте.

**баллистика** (немецкое Ballistik, от греческого ballo — бросаю) — наука о движении неуправляемых ракет, авиационных бомб, артиллерийский снарядов, пуль, мин и т. п., основывающаяся на комплексе физико-математических дисциплин, газовой динамике, термодинамике, теории взрывчатых веществ и порохов и др. Различают **внутреннюю Б.** (изучает движение снаряда в канале ствола орудия под действием пороховых газов, а также закономерности другие процессов, происходящих при выстреле в канале ствола или камере пороховой ракеты) и **внешнюю Б.** (изучает движение неуправляемых ракет и снарядов — пуль, авиационных бомб и т. д. — после выхода их из канала ствола, пускового устройства или какого-либо носителя, а также факторы, влияющие на это движение).

**баллистическая траектория** — траектория движения летательного аппарата, авиационной бомбы, баллистической ракеты или другие объекта при отсутствии тяги, управляющих сил и моментов и аэродинамической подъёмной силы. Например, траектория полёта самолёта с выключенными двигателями в верхних слоях атмосферы, когда подъёмная сила пренебрежимо мала по сравнению с его весом, практически является баллистической.

**баллистическая установка аэродинамическая** — установка для исследования взаимодействия свободно летящего тела с обтекающим его газом. **Б. у.** используются главным образом для моделирования транс- и гиперзвуковых условий полёта с целью изучения *сопротивления аэродинамического* и устойчивости движения тела, течения газа и физико-химических процессов в нём вблизи тела и в *следе аэродинамическом* за ним, нестационарных явлений, *абляции, звукового удара* и т. д. **Б. у.** состоит из метательного устройства, сообщающего скорость исследуемому телу, баллистической трассы вдоль

траектории полёта тела, оборудованной измерительной аппаратурой, и устройства для торможения тела. Метательным устройством служит пороховая пушка (скорость метания не свыше 2—2,5 км/с) или двухступенчатая, так называемая легкогазовая, пушка, представляющая собой два ствола, в первом из которых пороховой заряд движет поршень, сжимающий лёгкий газ (гелий, чаще водород) во втором стволе до больших давлений. Когда давление достигает значения, заданного условиями эксперимента, срабатывает спусковое устройство и модель приводится в движение. Скорость метания таких пушек достигает 11 км/с. В зависимости от конструкции баллистической трассы **Б. у.** подразделяются на баллистические полигоны (полёт тел в атмосферном воздухе), баллистические стенды (рис. 1) с трассой в виде герметичной камеры, в которой могут меняться давление, температура и состав газа; баллистической трубы (рис. 2), в которых тело движется навстречу сверхзвуковому потоку газа. **Б. у.** позволяют воспроизвести реальные параметры полёта летательного аппарата в атмосфере Земли и других планет, а также входа в атмосферу (скорость до 15,2 км/с, энтальпия торможения газа до  $1,9 \cdot 10^7$  Дж/кг, *Рейнольдса число* до  $10^7$ ).

*Лит.:* Баллистические установки и их применение в экспериментальных исследованиях, М., 1974.

*А. И. Иванов*

Рис. 1. Схема баллистического стенда (вверху) и полученная на стенде теневая картина сверхзвукового обтекания тела (внизу): 1 — метательное устройство; 2 — камера шумопоглощения; 3 — бронешит; 4 — диафрагма; 5 — источники света; 6 — герметичная камера; 7 — оптические окна; 8 — фотокассеты; 9 — фотоумножители; 10 — пульт управления.

Рис. 2. Схема баллистической трубы для моделирования условий входа летательного аппарата в атмосферу; 1 — подвод воздуха высокого давления; 2 — улавливатель моделей; 3 — быстродействующий клапан; 4 — сопло; 5 — оптическое окно; 6 — метательное устройство; 7 — выпуск в вакуумную ёмкость.

**баллистический коэффициент** — размерная величина  $\{\{\sigma\}\}_x$ , равная произведению коэффициента сопротивления аэродинамического  $c_x$  (см. *Аэродинамические коэффициенты*) на характерную площадь  $S$ , делённому на массу  $m$  тела:  $\{\{\sigma\}\}_x = c_x S/m$  или его вес  $G$ :  $\{\{\sigma\}\}_x = c_x S/G$ . **Б. к.** был введён в практику расчётов артиллеристами, когда движущееся тело рассматривается как материальная точка, и при заданных начальных условиях, значение  $\{\{\sigma\}\}_x$  полностью определяет траекторию снаряда в атмосфере с известными характеристиками. В аэродинамическом расчёте летательный аппарат **Б. к.** входит в уравнения динамики летательного аппарата. При наличии подъёмной силы наряду с **Б. к.** вводится также коэффициент планирования  $\{\{\sigma\}\}_y = c_y S/m = K\{\{\sigma\}\}_x$ , где  $c_y$  — коэффициент подъёмной силы и  $K$  — аэродинамическое качество.

**Б. к.** определяет собой потерю кинетической энергии летательным аппаратом и вдоль траектории его движения в общем случае является переменной величиной, значение которой может меняться за счёт изменений массы тела (например, расход топлива), коэффициент  $c_x$ , (изменение угла атаки, отклонение элементов механизации крыла) и площади  $S$ . Путём изменения **Б. к.** можно воздействовать на движение летательного аппарата с целью оптимизации решения поставленной задачи. Например, для самолётов на крейсерском режиме полёта стремятся сделать **Б. к.** наименьшим для повышения эксплуатационных характеристик (дальность, экономичность). Для аэрокосмических летательных аппаратов на начальном участке входа в атмосферу **Б. к.** стремятся сделать наибольшим, чтобы торможение летательного аппарата происходило на больших высотах с целью существенного снижения аэродинамического нагрева летательного аппарата.

*В. А. Башкин.*

**баллонет** (французское *ballonnet*, от *ballon* — воздушный шар) — камера, наполненная воздухом; обеспечивает у *дирижаблей* и *привязных аэростатов* постоянство формы корпуса (оболочки) при изменении температуры и барометрического давления, а у *свободных аэростатов* с экипажем — регулирование *зоны выполнения*. На мягких и полумягких дирижаблях бывает от одного до четырёх **Б.** На полужёстких дирижаблях, разделяемых поперечными диафрагмами на несколько отсеков, **Б.** имеются во всех отсеках. Располагаются они в нижней части оболочки.

Общий объём **Б.** на нежёстких дирижаблях, летающих на высоте до 2 км, составляет 25% объёма дирижабля. Воздух, находящийся в **Б.**, отделяется от подъёмного газа в оболочке диафрагмой, которая изготавливается из газонепроницаемых тканей или плёночных материалов. Наполнение **Б.** воздухом осуществляется: на дирижаблях — от улавливателя, установленного за воздушным винтом, или от специального вентилятора; на привязных аэростатах — через улавливатель ветрового потока или при помощи специального вентилятора; на свободных аэростатах с экипажем — от специального вентилятора. На свободных аэростатах с экипажем, рассчитанных на длительные рекордные полёты в тропосфере и наполняемых гелием, **Б.** может наполняться тёплым воздухом, способствуя регулированию подъёмной силы и изменению как *зоны выполнения*, так и *зоны равновесия*.

**барани кресло** (по имени австрийского учёного Р. Варани;  $R. V\{\{\acute{a}\}\}r\{\{\acute{a}\}\}ny$ ) — устройство, применяемое для раздражения вестибулярного рецепторного аппарата во внутреннем ухе при оториноларингологии, врачебно-лётной экспертизе лётчиков, кандидатов и курсантов лётных училищ. Наиболее распространены **Б. к.** в виде вращающегося сидения с рукояткой, позволяющей поворачивать обследуемого вокруг вертикальной оси. Показателем возбуждения рецепторов служат нистагмичные движения глаз при остановке кресла. Существуют усовершенствованные **Б. к.:** с электромеханическим приводом, стенды-кресла с маятниковой стимуляцией лабиринтного аппарата внутреннего уха, с оптокинетическими барабанами и другими приспособлениями, повышающими возможности экспертизы.

**Баранов** Пётр Ионович (1892—1933) — советский военный и государственный деятель. Участник Первой мировой войны. Во время Гражданской войны командовал армией, член Реввоенсовета армий, группы войск, Туркестанского фронта. В 1923 начальник и комиссар бронесил Рабоче-крестьянская Красная Армия. С августа 1923 заместитель, а с декабря 1924 начальник военно-воздушных сил Рабоче-крестьянской Красной Армии, одновременно в 1925—1931 член Реввоенсовета СССР. С 1931 член Президиума Высшего совета народного хозяйства СССР, начальник Всесоюзного авиационного объединения. С января 1932 заместитель наркома тяжёлой промышленности и начальник Главного управления авиационной промышленности Народного комиссариата тяжёлой промышленности. Руководил авиационным сектором Осоавиахима, инициатор развития планеризма и легкомоторной авиации в СССР, заместитель председателя Комитета по Дирижаблестроению. **Б.** — один из организаторов среднего технического и высшего авиационного образования в СССР (по его инициативе были созданы Московский, Казанский и Харьковский авиационные институты). Был член Всероссийского Центрального Исполнительного Комитета и Центрального Исполнительный Комитета СССР. Награждён орденами Ленина, Красного Знамени, а также военными орденами Хорезмской республики и Бухарской Республики. Погиб в авиационной катастрофе. Урна с прахом в Кремлёвской стене. Его именем названы Центральный институт авиационного моторостроения и Омское моторостроительное производственное объединение. **П. И. Баранов.**

**барограмма** (от греческого  $b\{\acute{a}\}ros$  — вес, тяжесть и  $gr\{\acute{a}\}mma$  — запись, написание) **полёта** — графическая зависимость высоты полета от времени. Название сложилось исторически и объясняется тем, что в лётных испытаниях использовались барометры-самописцы (барографы), проградуированные не по давлению, а по высоте. Их записи называли барограммами. В дальнейшем **Б.** стали называть не только записи барографов, но и зависимости высоты полёта от времени, полученные при аэродинамическом расчёте летательного аппарата.

**барокамера** (от греческого  $b\{\acute{a}\}ros$  — вес, тяжесть и латинское *camera* — комната) — герметическая ёмкость для искусственного изменения барометрического давления воздуха (газа, газовой смеси). Различают **Б.** низкого давления (вакуумные, декомпрессионные) и высокого давления (компрессионные). Существуют также термобарокамеры, в которых можно изменять и температуру, и климатические **Б.**, в которых наряду с давлением изменяются газовый состав, влажность, скорость и направление движения воздуха, интенсивность лучистой энергии. Для имитации мгновенной разгерметизации кабины используются **Б.** взрывной декомпрессии, в которых снижение давления происходит за 1 с и менее. Многие **Б.** снабжаются программным управлением параметрами искусственной атмосферы в течение всего эксперимента. Типовые **Б.** выполняются стационарными и передвижными.

Изменение в **Б.** газового состава воздуха, давления, температуры и другие параметров позволяет изучать действие этих факторов на организм животных и человека. В **Б.** также проводятся тренировки, врачебная экспертиза лётчиков и космонавтов, лечение некоторых заболеваний, физиолого-гигиенические исследования средств жизнеобеспечения и технические испытания авиационной и космической аппаратуры. В **Б.**, скомбинированных с *тренажёрами*, операторскими стендами, *центрифугами*, устройствами для имитации невесомости, изучают функциональное состояние и работоспособность человека при комплексном воздействии на его организм статических и динамических факторов полёта.

*И. И. Черняков*

**барометр** (от греческого  $b\{\acute{a}\}ros$  — вес, тяжесть и  $metr\{\acute{e}\}o$  — измеряю) — см. в статье *Метеорологические приборы и оборудование.*

**барометрическая высота** — относительная высота полёта, измеряемая от условного уровня (уровень аэродрома или осреднённый уровень моря — изобарическая поверхность, соответствующая давлению 101325 Па) с помощью барометрического *высотомера.*

**барометрическая формула** — зависимость между высотой  $z$  над поверхностью Земли и атмосферным давлением  $p$  на рассматриваемой высоте. Выводится интегрированием Эйлера уравнений для покоящегося газа. Для совершенного газа и известных зависимостей температуры  $T$  и ускорения свободного падения  $g$  от  $z$  **Б. ф.** имеет вид:

{{формула}}

где  $p_0$  — давление на поверхности Земли,  $R$  — газовая постоянная. В частном случае изотермической атмосферы ( $p/q = \text{const} = gH$ , где  $q$  — плотность,  $H$  — эффективная высота атмосферы и  $g = \text{const}$ ) **Б. ф.** упрощается;  $p = p_0 \exp\{-z/H\}$ .

**баротравма** — травма, вызванная резким изменением барометрического давления (например, при подъёме на высоту или снижении летательного аппарата), сопровождающаяся болевыми ощущениями. Нарастание барометрического давления переносится болезненней, чем его падение. Наиболее чувствительны к быстрым изменениям давления лёгкие, придаточные пазухи носа (см. *Аэросинусит*), среднее ухо (см. *Аэроотит*).

**Бартини** Роберт Людовигович (Роберто Орос ди Бартини) (1897—1974) — советский авиаконструктор и учёный. Родился в Фиуме (ныне Риека, Югославия). В 1921 стал членом образовавшейся в том же году Итальянской коммунистической партии (ИКП). Окончил офицерскую школу (1916), лётную школу в Риме (1921) и Миланский политехнический институт (1922). В 1923 после установления фашистского режима в Италии решением ЦК Итальянской коммунистической партии нелегально отправлен в СССР как авиационный инженер. С 1923 занимал различные инженерно-командные должности в военно-воздушных силах Рабоче-крестьянской Красной Армии, в 1928 возглавил Отдел морской опытного самолётостроения, с 1930 начальник конструкторского отдела научно-исследовательского институт ГВФ, главный конструктор, Создал гидросамолёт ДАР (дальний арктический разведчик), самолёты «Сталь-6» (рис. в табл. XII), на котором установлен мировой рекорд скорости, «Сталь-7», оригинальные схемы летательных аппаратов и силовых установок и другие Был необоснованно репрессирован и в 1937—1947 находился в заключении, работая при этом над новой авиационной техникой, в том числе в ЦКБ-29 НКВД и в опытно конструкторском бюро в Таганроге. Впоследствии работал в различных организациях (СибНИА, Министерство авиационной промышленности и другие). Реабилитирован в 1956. Основные труды в области авиационных материалов, технологии, аэродинамики, динамики полета. Награждён орденами Ленина, Октябрьской Революции, медалями.

Лит.: Чутко И. Е., Красные самолеты, 3 изд., М., 1982.

Р. Л. Бартини.

**бафтинг** (английское buffeting, от buffet — ударять, бить) — вынужденные колебания всего летательного аппарата или его частей под действием нестационарных аэродинамических сил при срыве потока с несущей поверхности (крыла, оперения) при больших углах атаки с плохо обтекаемых частей летательного аппарата (шасси, отклонённых органов управления и элементов механизации крыла, открытых створок люков и т. п.); одно из явлений динамической аэроупругости. В зонах срыва потока возникают пульсации давления, в большинстве случаев носящие случайный характер и имеющие широкий спектр частот (рис. 1). Вследствие срыва потока за плохо обтекаемым элементом образуется след аэродинамический, который при попадании на другие части летательного аппарата вызывает на них пульсации давления. Нестационарные давления, действуя на упругую конструкцию летательного аппарата, возбуждают вибрацию обшивки, стенок топливных баков и другие элементов летательного аппарата, колебания несущих поверхностей и органов управления, а в некоторых случаях и колебания всего летательного аппарата. Амплитудный спектр этих колебаний (или виброускорений) имеет «пики» (рис. 2), соответствующие частотам собственных колебаний конструкции. Каждый пик характеризует интенсивность колебаний (виброперегрузок) данной частоты.

В зависимости от интенсивности колебаний различают лёгкий, средний и тяжёлый **Б.** Лёгкий **Б.** (начальная стадия **Б.**) не препятствует нормальной эксплуатации летательного аппарата. При этом, как правило, колебания ощущаются в кабине летательного аппарата и служат признаком приближения опасных режимов полёта (*сваливание*, интенсивные колебания). Средний **Б.** затрудняет пилотирование летательного аппарата из-за аномального функционирования некоторых бортовых систем и приборов в условиях довольно интенсивных вибраций, ухудшает комфорт экипажа и пассажиров, приводит к существенному снижению ресурса конструкции. Тяжёлый **Б.** исключает возможность пилотирования летательного аппарата, так как при очень интенсивных вибрациях экипаж полностью теряет работоспособность. Последствиями тяжёлого **Б.** для летательного аппарата являются разрушения элементов его конструкции. Наиболее часто **Б.** возникает на трансзвуковых, скоростях полёта.

**Б.** в основном исследуется экспериментальным путём (на моделях летательных аппаратах в аэродинамических трубах) и при лётных испытаниях натурного летательного аппарата. Испытания моделей проводятся в несколько этапов: для определения областей срыва потока (рис. 3) с высоким уровнем пульсаций давления используется *визуализация течений*; нестационарные аэродинамические силы, вызывающие **Б.**, определяются измерением пульсации составляющих давления с помощью внутримодельных малоинерционных преобразователей давления с последующим спектральным и корреляционным анализом результатов измерений. Интенсивность **Б.** оценивается по результатам измерений виброперемещений, виброперегрузок и вибронпряжений на *динамически-подобной модели* летательного аппарата в аэродинамической трубе. Для некоторых элементов летательного аппарата, например, панелей обшивки, стенок топливных баков и другие, последний этап испытаний иногда заменяется расчётом *напряжённо-деформированного состояния* с использованием результатов измерений нестационарных аэродинамических сил. Достоверность результатов, полученных при испытаниях моделей, для анализа **Б.** натурных летательных аппаратов зависит от выполнения *подобия критериев*. Отдельные критерии подобия, в том числе один из наиболее важных в данном случае — *Рейнольдса число*, как правило, соблюсти не удаётся. Поэтому для окончательного, суждения об интенсивности **Б.**, выявления его особенностей на данном летательном аппарате большое значение имеют исследования **Б.** на натурном летательном аппарате в полёте.

Методы снижения интенсивности **Б.** основаны на улучшении аэродинамической компоновки летательного аппарата, плавном сопряжении фюзеляжа с крылом и оперением, рациональном выборе параметров крыла (удлинения, угла стреловидности, толщины и кривизны профиля), на придании удобообтекаемой формы выступающим элементам летательного аппарата (пилонам, антеннам и др.). Расположение надлежащим образом хвостового оперения летательного аппарата относительно крыла позволяет избежать попадания оперения в спутный след крыла. В некоторых случаях, например, при **Б.** обшивки, увеличивают толщину обшивки и усиливают подкрепляющие её элементы, а также применяют демпфирующие прокладки или обмазки. Для предотвращения **Б.** эффективно использование *активных систем управления*.

Первая вызванная **Б.** катастрофа самолёта случилась в Германии в 1930. Именно она послужила толчком для развития лабораторных исследований **Б.** на моделях в аэродинамических трубах. В Германии эти работы велись под руководством Х. Бленка, в Великобритании — В. Данкана. В СССР первые систематические исследования **Б.** хвостового оперения самолётов выполнены в 30-х гг. Г. Г. Абдрашитовым. Интенсивно исследовался **Б.** в 50—60-х гг. в связи с широким освоением области трансзвуковых скоростей полёта. Важнейшее направление исследования **Б.** в 80-е гг. — установление соответствия между результатами испытаний моделей в аэродинамических трубах и результатами лётных испытаний натурных летательных аппаратов, а также разработка общих методов расчёта различных видов **Б.**

*Лит.:* Абдрашитов Г. Г., К вопросу о бафтинге хвостового оперения, М., 1939 (Тр. Центральный аэрогидродинамический институт, № 395). См. также литературу при статье *Аэроупругость*.

Рис. 1 Спектры пульсаций давления в точке Д крыла при различных углах атаки:  $p_{\text{ср кв}}$  — среднеквадратичное значение пульсаций давления;  $q$  — скоростной напор;  $f$  — частота пульсаций.

Рис. 2. Спектры виброускорения в точке А крыла при различных углах атаки:  $a_{\text{ср кв}}$  — среднеквадратичное значение виброускорения;  $q$  — скоростной напор;  $f$  — частота вибраций.

Рис. 3. Зоны отрыва потока на крыле при трансзвуковой скорости: 1 — скачки уплотнения; 2 — отрыв на задней кромке; 3 — отрыв на конце крыла; 4 — отрыв с передней кромки; 5 — отрыв, индуцированный скачком: стрелка — направление потока.

**Бахчиванджи** Григорий Яковлевич (1909—1943) — советский лётчик-испытатель, капитан, Герой Советского Союза (1973, посмертно). С 1933 в Советской Армии. Окончил Оренбургское авиационно-техническое (1933) и лётное (1934) военные училища. Работал лётчиком-испытателем в научно-исследовательском институте военно-воздушных сил. Участник Великой Отечественной войны. В 1942 отозван с фронта для испытаний первого советского ракетного истребителя БИ. Погиб в испытательном полёте. Награждён 2 орденами Ленина. Именем **Б.** назван кратер на Луне. В посёлке Кольцове (Свердловская область), станице Бриньковская (Краснодарский край) и в аэропорту Екатеринбурга воздвигнуты памятники лётчику.

### Г. Я. Бахчиванджи

**Бе** — марка самолётов, созданных в опытно-конструкторском бюро морского самолётостроения, которым с 1934 руководил Г. М. Бериев, а с 1968 — А. К. Константинов (см. *Таганрогский авиационный научно-технический комплекс*). Опытное-конструкторское бюро специализируется на разработке гидросамолётов и самолётов-амфибий. Основные данные некоторых самолётов приведены в табл.

Первым самолётом Бериева был морской ближний разведчик МБР-2 (рис. 1). Он представлял собой летающую лодку с монопланом свободно-несущим крылом. Конструкция самолёта смешанная (деревянно-металлическая). Двигатель М-17 с толкающим винтом устанавливался над центропланом крыла. Лодка двухреданная с плоскокилеватым днищем. Для поперечной устойчивости под крылом предусмотрены поплавки. Хвостовое оперение со средним расположением стабилизатора. На самолёте были установлены радиостанция, фотоаппарат, аэронавигационное оборудование, стрелковое и бомбардировочное вооружение. В носовой и средней части лодки размещались две турели для пулемётов. Бомбы подвешивались под крылом. В зимнее время на самолёте устанавливались лыжи. Строился серийно.

В 1935 МБР-2 модифицируется (рис. 2 и рис. в табл. XVI). На нём устанавливается более мощный поршневой двигатель М-34Н, крыло снабжается закрылками, кабина лётчиков закрывается фонарём, производится частичная замена оборудования. Самолёт длительное время находился на вооружении военно-морского флота; построено свыше 1500 экземпляров. В Великую Отечественную войну участвовал в боевых операциях в составе всех флотов.

На базе МБР-2 создан пассажирский гидросамолёт МП-1 (морской пассажирский) с поршневым двигателем М-34. С самолёта было снято вооружение и установлены шесть кресел для пассажиров. Платная нагрузка составила 540 кг. Самолёт применялся для пассажирских перевозок на юге страны и в Сибири. На МП-1 в 1937 П. Д. Осипенко установила три женских рекорда, а в 1938 на этом же самолёте Осипенко, В. Ф. Ломако и М. М. Раскова совершили беспосадочный перелёт Севастополь — Архангельск.

Морской дальний разведчик МДР-5 (рис 3) — летающая лодка с высоко расположенным крылом и двумя поршневыми двигателями М-87А на крыле. Конструкция самолёта цельнометаллическая. Крыло лонжеронное с работающей обшивкой, снабжено отклоняющимися щитками. Лодка двухреданная. Вооружение включало три стрелковые установки (носовую, среднюю и кормовую выдвижную под пулемёты ШКАС) и подвешиваемые под крылом бомбы. Самолёт был построен в амфибийном и морском вариантах. Испытания прошёл в морском варианте. Серийно не строился.

Морской ближний разведчик МБР-7 (рис. 4) — летающая лодка с высоко расположенным крылом и двигателем М-103 на верхней поверхности центроплана. Планёр самолёта смешанной конструкции. Крыло двухлонжеронное с работающей обшивкой, каркас хвостовиков крыла и элеронов металлический, обшит полотном. Лодка деревянная, люки, двери, остов фонаря металлические, оперение — каркас металлический, рули обшиты полотном. Стрелковое вооружение — носовая неподвижная и задняя турельная установки под пулемёты ШКАС; бомбардировочное — подвешиваемые под крылом бомбы. Серийно не строился.

Табл. — самолеты Таганрогского АНТК

Основные данные	МБР-2 с ПД М-17	МБР-2 с ПД М-34Н	МДР-5	МБР-7	КОР-1 (Бе-2)	КОР-2 (Бс-4)	ЛЛ-143
Первый полет, год	1932	1935	1939	1939	1937	1940	1945
Начало серийного производства	1934	1936	-	-	1937	1941	
Число, тип и марка двигателей	1 ПД М-17Б	1 ПД М-34Н	2 ПД М-87А	1 ПД М-103	1 ПД М-25А	1 ПД М-62	2 ПД АШ-72
Мощность двигателя, кВт	537	603	699	625	526	735	1650
Тяга двигателя, кН	-	-	-	-	-	-	-
Длина самолёта, м	13,5	13,5	15,9	10,6	8,9	10,5	23
Высота самолёта, м	5,4	5,5	6,1	4,2	4,4	4	7,64
Размах крыла, м	19	18,8	25	13	11	12	33
Площадь крыла, м <sup>2</sup>	55,2	54,7	78,5	26	29,3	23,5	120
Взлётная масса, т: нормальная	3,6	4,25	8	3,2	2,5	3,35	21,3

максимальная	4,1	4,75	9,2	3,6	2,7	-	25,2
Мореходность Н <sub>в</sub> (высота волны), м	0,7	0,7	0,8	0,7	0,5	0,7	1,5
Бомбовая нагрузка, кг	500	500	1000	400	200	200	4000
Максимальная дальность полёта, км	1500*	1520	2455	1215	872**	800	5100**
Максимальная скорость полёта, км/ч	215	275	345	376	280	350	400
Практический потолок, км	5,1	7,9	8,15	8,5	6,6	7,2	6
Экипаж, чел	3	3	5	2	2	2	7

продолжение таблицы

Основные данные	Бе-6	Бе-8	Р-1	Бе-10	Бе-12	Бе-30	Прото тип самолё та «Альб атрос»
Первый полет, год	1943	1948	1952	1956	1960	1968	1986
Начало серийного производства, год.	1951	-	-	1957	1964	-	-
Число, тип и марка двигателей	2ПД АШ- 73	1 ПД АШ- 21	2 ТРД ВК-1	2 ТРД АЛ- 7ПБ	2 ТВД АИ- 20Д	2 твд- 10	2ТРДД Д- 30КП
Мощность двигателя, кВт	1770	515	-	-	3810	691	-
Тяга двигателя, кН	-	-	26,5	71,2	-	-	116

Длина самолёта, м	23,5	13	19,9	30,7	30,1	15	43,9
Высота самолёта, м	7,64	4,8	7,1	10	7,4	9,82	11
Размах крыла, м	33	19	20	28,6	29,8	17	41,6
Площадь крыла, м <sup>2</sup>	120	40	58	130	99	32	200
Взлётная масса, т:							
Нормальная	23,4	3,6	17,3	50	35	5,7	69,2
максимальная	28	3,8	20,3	-	-	-	-
Мореходность Н <sub>в</sub> (высота волны), м	1,5	0,6	0,6	1,2	3 балла	-	2
Бомбовая нагрузка, кг	4000	-	600	3000	3000	-	10000*
максимальная дальность полёта, км	5000	1340	2000	2960	4000*	1200	-
максимальная скорость полёта, км/ч	427	265	800	910	550	450	800
Практический потолок, км	6,2	5,3	11,6	12,5	12,1	3	13,3
Экипаж, чел	8	2	3	3	4	2	6

\* Максимальный груз, \*\* Техническая дальность

Корабельный самолёт КОР-1 (Бе-2) предназначался для вооружения кораблей и служил для ведения разведки в море, фотосъёмки, корректировки артиллерийского огня, связи, бомбометания.

Самолёт (рис. 5) — однопоплавковый биплан с двигателем М-25А. Мог производить взлёт с катапульты, с воды и посадку на воду. Центральный несущий поплавок мог быть заменён сухопутным шасси. Конструкция самолёта смешанная. Крылья — каркас из дуралюмина, обшивка полотняная, коробка крыльев складывающаяся — для удобства размещения самолёта на корабле. Фюзеляж ферменной конструкции, обшивка из дуралюмина и полотна. Центральный поплавок из дуралюмина. Управление двойное, спаренное. Вооружение — три пулемёта ШКАС. Строился серийно.

КОР-2 (Бе-4) — катапультный корабельный и базовый гидросамолёт (рис. 6 и рис. в табл. XVIII), предназначенный для разведки в море, корректировки артиллерийский огня, борьбы с подводными лодками и торпедными катерами. Выполнен по схеме летающей лодки с подносным крылом типа «обратной чайки». Планёр самолёта цельнометаллической конструкции. Крыло двухлонжеронное с работающей обшивкой, снабжено отклоняющимися щитками. Консоли крыла могли разворачиваться и складываться вдоль оси самолёта. Лодка двухреданная. Оперение свободносущее, стабилизатор и киль двухлонжеронной конструкции. Рули и элероны обшиты полотном. Стрелковое вооружение — две установки под пулемёты УБ (носовая установка неподвижная, средняя — турельная). Бомбардировочное вооружение подвесное. Строился серийно.

Гидросамолёт ЛЛ-143 (рис. 7) предназначался для дальней морской разведки, патрульной службы, постановки минных заграждений, бомбометания, торпедирования. Представлял собой цельнометаллическую летающую лодку с высоко расположенным крылом типа «чайка», с двумя двигателями АШ-72 на крыле, двухкилевым оперением. Крыло двухлонжеронное с работающей обшивкой, снабжено щелевыми закрылками. Лодка двухреданная. Топливо размещалось в мягких баках, находящихся в прочных контейнерах в крыле и лодке. Стрелковое вооружение — носовая, верхняя палубная, кормовая и две бортовые подвижные установки под пулемёты УБТ; бомбардировочное — бомбы, мины, торпеды. Серийно не строился.

Гидросамолёт Бе-6 (рис. 8 и рис. в табл. XXIV) предназначался для дальней морской разведки, бомбометания, торпедирования и десантирования. Создан на базе ЛЛ-143. Конструкция аналогична прототипу. На самолёте установлены новая силовая установка с двумя двигателями АШ-73, радиолокационная станция с выдвижным локатором в днище межреданной части. Стрелковое вооружение включало три пушечные установки (носовую — с одной пушкой НР-23, палубную и кормовую — с двумя пушками НР-23). Самолёт использовался для изучения проблем мореходности и прочности гидросамолётов. Строился серийно.

Самолёт-амфибия Бе-8 (рис. 9), предназначавшийся для связи, перевозки пассажиров, аэрофотосъёмки и обучения курсантов морской авиационных училищ, представлял собой однодвигательную летающую лодку-амфибию с высоко расположенным крылом подкосного типа, однокилевым оперением. Поршневой двигатель АШ-21 установлен на крыле. Конструкция самолёта цельнометаллическая. Крыло снабжено закрылками. Рули и элероны обшиты полотном. Шасси с хвостовым колесом, главные стойки шасси убираются в борта лодки, что даёт возможность производить самостоятельный спуск самолёта на воду и выход из воды. Кабина рассчитана на размещение шести пассажиров. Самолёт использовался для натуральных исследований применения гидрокрыльев в качестве взлётно-посадочных устройств гидросамолётов. Серийно не строился.

Реактивный гидросамолёт Р-1 (рис. 10) — летающая лодка со свободносущим крылом типа «чайка» с двумя турбореактивными двигателями ВК-1. Р-1 — первый в СССР реактивный гидросамолёт. Конструкция цельнометаллическая. Крыло кессонного типа. Лодка двухреданная. В лодке размещаются носовая и кормовая гермокабины. В носовой установлены два катапультных кресла для лётчика и штурмана. В средней части лодки находится дренажное устройство для подвода воздуха за редан при глиссировании. Поддерживающие поплавки убираются на концы консолей крыла. Самолёт был использован для решения проблемы устойчивости движения

гидросамолёта по воде на больших скоростях. Серийно не строился.

Бе-10 (М-10), предназначенный для разведки в море и торпедометания — цельнометаллическая летающая лодка с высоко расположенным стреловидным крылом типа «чайка» (рис. 11 и рис. в табл. XXV). Турбореактивные двигатели АЛ-7ПБ расположены у борта лодки под крылом. Поддерживающие поплавки установлены на концах крыла. Крыло кессонного типа, снабжено закрылками. Лодка двухреданная, в её носовой и кормовой частях размещаются гермокабины для экипажа с катапультными сиденьями. В межреданной части расположен грузовой отсек со створками в днище лодки. Стрелковое вооружение — две носовые неподвижные и кормовая подвижная установки под пушки НР-23; бомбардировочное — торпеды, бомбы, мины, размещаемые в лодке. Самолёт строился серийно. На нём установлено 12 мировых рекордов.

Противолодочный самолет-амфибия Бе-12 (М-12) представляет собой цельнометаллическую летающую лодку с высоко расположенным крылом типа «чайка» и разнесённым вертикальным оперением (рис. 12 и рис. в табл. XXVII). На крыле расположены два турбовинтовых двигателя АИ-20Д. Крыло кессонного типа, снабжено закрылками. Лодка двухреданная. В носовой части лодки установлены брызгоотражающие щитки, в межреданной части расположен грузовой отсек со створками в днище. Шасси самолёта с хвостовым колесом. Убирающееся в лодку шасси позволяет производить взлёт как с суши, так и с воды, самостоятельный спуск на воду и выход самолёта из воды. Самолёт строился серийно. На нём установлено 42 мировых рекорда.

Поисково-спасательный самолёт-амфибия Бе-12ПС создан на базе Бе-12. Конструкция планёра, силовая установка и штатное оборудование аналогичны прототипу. В лодке этого самолёта оборудован специальный отсек с бортовым люком для приёма пострадавших. Самолёт оснащён радиотехническими средствами поиска, средствами подбора пострадавших из воды и приёма их на борт, оказания им медицинской помощи. На самолёте размещаются также спасательные средства, сбрасываемые на плаву и в воздухе. В экипаж самолёта дополнительно введены борттехник и медработник. Строился серийно.

Для эксплуатации на местных воздушных линиях создан «воздушный микроавтобус» — самолёт Бе-30 (наземного базирования) с двумя ТВД-10 конструкции В. А. Глушенкова. Бе-30 (рассчитан на 14 пассажиров) успешно прошёл заводские, государственные и эксплуатационные испытания; демонстрировался на Международной авиационной выставке в Париже в 1969; построено 5 экземпляров.

Прототип поисково-спасательного самолёта-амфибии «Альбатрос» (рис. 13 и 14) — реактивная летающая лодка с высоко расположенным стреловидным крылом и Т-образным оперением. Двигатели расположены над крылом в его задней части. Крыло кессонного типа, снабжено эффективной механизацией с двухщелевыми закрылками. Лодка большого удлинения, двухреданная, с днищем переменной килеватости. Шасси самолёта — с носовым колесом. Главные стойки шасси убираются в бортовые отсеки, носовая стойка — в лодку. В процессе лётных испытаний на самолёте установлено 14 мировых рекордов.

*В. Г. Зданевич, А. Н. Кессених.*

рисунки

Рис. 9. Бе-8

Рис. 10. Р-1

Рис. 11. Бе-10

Рис. 12. Бе-12

Рис. 13. Прототип самолета «Альотрос»

#### Рис. 14. Прототип поисково-спасательного самолёта «Альбатрос».

**Бегельдинов** Талгат Якубекович (р. 1922) — советский лётчик, полковник, дважды Герой Советского Союза (1944, 1945). В Советской Армии с 1940. Окончил Чкаловскую военную авиационную школу (1942), Военно-воздушную академию (1950; ныне имени Ю. А. Гагарина). Участник Великой Отечественной войны. В ходе войны с 1943 прошёл путь от лётчика до командира штурмового авиаполка. Совершил свыше 300 боевых вылетов. После войны на командных должностях в военно-воздушных силах. Депутат Верховного Совета СССР в 1946—1954. Народный депутат СССР с 1989. Награждён орденом Ленина, 2 орденами Красного Знамени, орденом Александра Невского, 2 орденами Отечественной войны 1-й степени, орденом Отечественной войны 2-й степени, орденами Красной Звезды, Славы 3-й степени, медалями. Бронзовый бюст в г. Башкеке.

Лит.: [Морозов С.], Дважды Герой Советского Союза Т. Я. Бегельдинов, М., 1948.

#### Т. Я. Бегельдинов.

**Беда** Леонид Игнатьевич (1920—1976) — советский лётчик, генерал-лейтенант авиации (1972), дважды Герой Советского Союза (1944, 1945). В Советской Армии с 1940. Окончил Чкаловскую военную авиационную школу (1942), Высшую офицерскую лётно-тактическую школу (1945), Военно-воздушную инженерную академию имени профессора Н. Е. Жуковского (1950), Высшую военную академию (1957); позже Военная академия Генштаба Вооруженных Сил СССР), Участник Великой Отечественной войны. В ходе войны с 1942 был лётчиком-штурмовиком, командиром звена, командиром эскадрильи, помощником командира штурмового авиаполка. Совершил свыше 200 боевых вылетов. После войны в Военно-воздушных силах. Награждён орденом Ленина, 4 орденами Красного Знамени, орденами Александра Невского, Отечественной войны 1-й степени, Красной Звезды, медалями. Бронзовый бюст в г. Кустанае.

Лит.: Летчики, сост. В. Митрашенков, 2 изд., М., 1981.

#### Л. И. Беда.

**Бежевец** Александр Саввич (р. 1929) — советский лётчик-испытатель, заслуженный лётчик-испытатель СССР (1971), генерал-майор авиации (1978), Герой Советского Союза (1975). После окончания Батайского авиационного училища лётчиков (1951) работал там же лётчиком-инструктором. После окончания Военно-инженерной академии имени А. Ф. Можайского (1959) на испытательной работе. Освоил самолёты свыше 70 типов и модификаций, в том числе МиГ, Су, Як, Ан, Ил. Государственная премия СССР (1981). Награждён 2 орденами Ленина, орденом Красного Знамени, медалями.

#### А. С. Бежевец.

**безвихревое течение** — течение жидкости или газа, в котором отсутствует завихренность поля скоростей, т. е. вектор скорости  $\mathbf{V}$  всюду в потоке удовлетворяет условию  $\text{rot}\mathbf{V} = 0$  и поэтому равен градиенту скалярной функции  $\{\{\phi\}\}$ , называемой *потенциалом скорости* ( $\mathbf{V} = \text{grad}\{\{\phi\}\}$ ). Представляет собой частный вид более общего *вихревого течения*. В **Б. т.** частицы жидкости не вращаются. Существование и распространённость **Б. т.** тесно связаны со свойством сохраняемости завихренности в потоке идеальной несжимаемой или баротропной (плотность зависит только от давления) жидкости при наличии потенциала массовых сил, согласно которому, если в начальном участке потока (или в начальный момент времени) имеется **Б. т.**, то оно всюду (и впоследствии) останется безвихревым, и *циркуляция скорости* по любому замкнутому контуру будет равна нулю. В идеальном газе завихренность (циркуляция) сохраняется для *изоэнтропических течений* (баротропных течений).

Кинематическое свойство безвихренности течения идеального газа связано с его термодинамическими параметрами так называем теоремой Л. Крокко, из которой следует, что при

постоянных во всём течении энтропии и полной энтальпии оно является либо безвихревым, либо винтовым (вектор завихренности параллелен вектору скорости). *Плоскопараллельное течение* такого типа всегда будет безвихревым.

Изучение **Б. т.** существенно упрощается тем, что система уравнений аэро- и гидродинамики сводится к одному уравнению для потенциала скорости  $\{\{\phi\}\}$ . В несжимаемой жидкости потенциал скорости удовлетворяет уравнению Лапласа, которое имеет в качестве фундаментальных решений потенциалы источника, диполя и гидродинамических особенностей более высокого порядка (см. *Источники и стоки гидродинамические, Источников и стоков метод*), причём в силу линейности любая их суперпозиция также является решением. Для важного случая плоского **Б. т.** несжимаемой жидкости существует комплексный потенциал — аналитическая функция комплексного переменного, действительная и мнимая части которой являются соответственно потенциалом скорости и *функцией тока*. Задачи об обтекании профилей (см. *Профиля теория*) и *решёток профилей* и определении действующих на них сил, о глиссировании, истечении струй, ударе о жидкость и другие были решены благодаря возможности применения методов теории функций комплексного переменного, например метода конформных преобразований.

Изучение **Б. т.** сжимаемого газа — более трудная задача; так как уравнение для потенциала нелинейно. Для плоских течений оно может быть приведено к линейному путём преобразования годографа (см. *Годографа метод*), часто используемого в задачах дозвуковой аэродинамики (струйные течения, определение аэродинамических характеристик профилей и др.).

При обтекании тонких тел упрощение уравнения потенциала проводится на основе *возмущений теории*. Дозвуковые и сверхзвуковые возмущённые течения описываются линейными уравнениями, трансзвуковые — нелинейными. **Б. т.**, проходя через искривленный скачок уплотнения, становится вихревым. Однако для достаточно слабого скачка завихренность пропорциональна кубу его интенсивности, и с большой точностью можно считать, что течение остаётся безвихревым. Поток за скачком конечной интенсивности остаётся безвихревым, если угол наклона скачка к направлению однородного набегающего потока всюду одинаков (например, при осесимметричном сверхзвуковом обтекании конуса).

Одним из наиболее распространённых методов расчёта сверхзвукового **Б. т.** является *характеристик метод*, особенно эффективный в приложении к плоским течениям, где характеристики в плоскости годографа (эпициклоиды) имеют универсальный вид независимо от структуры течения в физической плоскости.

*Лит.:* Жуковский Н. Е., Теоретические основы воздухоплавания, Собр. соч., т. 6, М.—Л., 1950; Кочин Н. Е., Кибель И. А., Розе Н. В., Теоретическая гидромеханика, 6 изд., ч. 1, М.—Л., 1963; Седов Л. И., Плоские задачи гидродинамики и аэродинамики, 3 изд., М., 1980.

*В. Н. Голубкин*

**безопасная дистанция** — минимально допустимое удаление летательного аппарата от препятствия или другого летательного аппарата, исключающее вероятность столкновения.

**безопасное превышение** — минимальная допустимая разница между высотой полёта летательного аппарата и уровнем поверхности земли (воды) или высотой выступающего препятствия, исключающая вероятность столкновения летательного аппарата с поверхностью или с препятствиями на ней. **Б. п.** устанавливается в зависимости от рельефа местности и высоты искусственных или естественных препятствий на ней. При этом учитываются скорость летательного аппарата, допуски в точности пилотирования и самолётовожждения, погрешности высотомеров в измерении высот, возможные вертикальные отклонения от траектории полета в турбулентной атмосфере, орнитологическая обстановка.

**безопасно-повреждающаяся конструкция** — см. в статье *Эксплуатационная живучесть*.

**безопасность полётов** — определяется способностью авиационной транспортной системы осуществлять воздушные перевозки без угрозы для жизни и здоровья людей. Авиационная транспортная система включает самолёт (вертолёт), экипаж, службу подготовки и обеспечения полёта, службу управления воздушным движением. На исход полёта влияет большое число факторов, закономерности возникновения которых весьма сложны и во многих случаях ещё недостаточно изучены. Обеспечение **Б. п.** в широком смысле можно характеризовать как совокупность мер, принятых в процессе создания воздушного судна и его эксплуатации с целью сохранения здоровья экипажей и пассажиров. Чтобы обеспечить **Б. п.**, необходимо предусмотреть и практически выполнить все необходимые меры, касающиеся специальной подготовки и точного исполнения обязанностей лётным и диспетчерским составом, надёжности, авиационной техники и подготовки к полёту летательного аппарата, а также правильного прогнозирования и оценки обстановки и метеоусловий, в которых будет осуществляться полёт. Эти меры, определяемые на основе исследований, практического опыта лётной работы и всестороннего анализа авиационных происшествий, входят в документацию, регламентирующую лётную работу. Для решения проблемы безопасности на воздушном транспорте проводятся работы и мероприятия, направленные на совершенствование организации, технического оснащения и повышение квалификации персонала всех служб воздушного транспорта, на создание потенциально безопасного летательного аппарата, соответствующего уровню и условиям эксплуатирующихся организаций, на обеспечение выживаемости пассажиров и экипажа при попадании летательного аппарата в *аварийную ситуацию*.

При рассмотрении вопросов **Б. п.** следует учитывать весьма ощутимые потери, которые несёт общество от *авиационных происшествий*: не поддающийся подсчёту социальный ущерб, связанный с гибелью людей; чистые экономические потери (потери техники, компенсация за утраченное имущество и т. п.); потери вследствие уменьшения доверия к воздушному транспорту. Увеличение пассажироместимости современных самолётов поставило *катастрофу* самолёта в разряд национального бедствия. Обеспечение **Б. п.** требует объединения усилий создателей авиационной техники и эксплуатационников на всех этапах проектирования, постройки и эксплуатации воздушных судов.

Оценка состояния **Б. п.** проводится по количественным показателям, в качестве которых Международная организация гражданской авиации использует уровень **Б. п.**, определяемый абсолютными (число авиационных происшествий, число катастроф, число погибших) и относительными [число происшествий, приходящихся на 100 тысяч ч налёта или на 100 тысяч полётов, число катастроф на 100 тысяч ч налёта, число жертв (экипаж плюс пассажиры) на 1 миллион перевезённых (см. рис.) или на 100 миллионов пассажиро-км] и другими показателями.

Согласно имеющимся оценкам за достаточно длительный период времени (10—15 лет) уровень безопасности пассажирских перевозок в Европе характеризуется следующими средними цифрами (миллионов пассажиро-миль на одного погибшего пассажира): железнодорожный транспорт 770, рейсовые полёты летательные аппараты 185, полёты вне расписания 100, автомобильный транспорт 67, полёты на частных самолётах 6, езда на мотоциклах 3. Вероятность катастрофы для пассажира в среднем не превышает 1 на 500 тысяч полётов.

*В. Д. Кофман.*

Относительные показатели безопасности полетов: а — число катастроф на 100 тысяч ч. налёта; б — число жертв (экипаж плюс пассажиры) на 1 миллион перевезённых. За период 1971—1985 даны среднегодовые значения показателей.

**безопасный ресурс** — см. в статье *Ресурс*.

**безэховая камера** — то же, что *заглушённая камера*.

**«Белл»** (Bell Helicopter Textron Inc.) — ведущая вертолётостроительная фирма США, дочерняя

фирма концерна «Текстрон» (Textron Inc.). Основана в 1935 под название «Белл эркрафт» (Bell Aircraft Corp.). Первоначально фирма специализировалась в основном на строительстве самолётов, с 50-х гг. переориентировалась на строительство вертолётов и получила современное название. В 1937 разработала свой первый самолёт — истребитель XFМ-1 «Эракьюда» с двумя поршневыми двигателями и толкающими винтами. Во время Второй мировой войны строила истребители Р-39 «Эра-кобра» (1939, построено 9558, см. рис. в табл. XX) и Р-63 «Кингкобра» (1942, построено 3303), участвовала в производстве стратегических бомбардировщиков Боинг В-29. Разработала первый американский реактивный истребитель Р-59 «Эракомет» (1942, построено 50). Создала серию экспериментальных самолётов, начало которой положило семейство сверхзвуковых самолётов Х-1 с жидкостным ракетным двигателем (1946—1955, начинали самостоятельный, полёт после отделения от самолёта-носителя на высоте около 9000 м, см. рис. в табл. XXX). На Х-1 14 октября 1947 впервые превышена скорость звука (было достигнуто значение *Маха числа полёта*  $M_{\infty} = 1,06$ ; в декабре 1953 Х-1А развил скорость, соответствующую  $M_{\infty} = 2,435$ ). На самолёте Х-2 с жидкостным ракетным двигателем (также запускался с самолёта-носителя) в сентябре 1956 в полёте, закончившемся катастрофой, достигнута скорость, соответствующая  $M_{\infty} = 3,196$ . Х-5 (1951) был первым самолётом с крылом изменяемой в полёте стреловидности. Экспериментальные вертикально взлетающие самолёты: XV-3 с двумя поворотными винтами (1955), Х-14 с двумя подъёмно-маршевыми турбореактивными двигателями (1956), Х-22А с четырьмя поворотными винтами в кольцевых каналах (1966), XV-15 с двумя поворотными винтами (1977, достигнута скорость более 550 км/ч, см. рис. в табл. XXXVII).

Вертолётостроением фирма занимается с 1941. В 1943 создала первый опытный вертолёт Белл 30. Специализируется на разработке лёгких вертолётов, в их числе многоцелевые Белл 47 (1945, построено около 5160, см. рис. в табл. XXX), Белл 204/205 (1956, построено более 11 тысяч; состоит на вооружении армии США под обозначением УН-1 «Ирокез», см. рис. в табл. XXXII), Белл 206 (1962, к 1988 построено свыше 7 тысяч, в армии США используется в качестве разведывательного под обозначением ОН-58 «Киова», гражданский вариант — «Джет рейнджер»), боевой вертолёт АН-1 «Хьюикобра» (1965, см. рис. в табл. XXXIV), пассажирский вертолёт Белл 222 (1976). Основные программы 80-х гг.: разработка экспериментального вертолёта с планёром из композитных материалов, совместно с фирмой «Боинг вертол» военного многоцелевого самолёта вертикального взлёта и посадки V-22 «Оспри» с двумя поворотными винтами (1989, см. рис.).

К концу 80-х гг. построено более 28 тысяч вертолётов. Основные данные некоторых самолётов и вертолётов фирмы приведены в табл. 1—4.

В. В. Беляев.

Табл. 1. — Истребители фирмы «Белл»

Основные данные	Р-39Q	Р-63А	Р-59В
Первый полёт, год	1942	1943	1943
Число и тип двигателей	1 ПД	1 ПД	2 ТРД
Мощность двигателя, кВт	895	1110	-
Тяга двигателя,	-	-	9

кН			
Длина самолёта, м	9,19	9,95	11,83
Высота самолёта, м	3,78	3,73	3,76'
Размах крыла, м	10,36	11,68	13,87
Площадь крыла, м <sup>2</sup>	19,8	23,04	35,8
Взлётная масса, т:			
нормальная	3,45	3,78	4,53
максимальная	4,06	4,76	5,7
Масса пустого самолёта, т	2,9	3,14	3,7
Боевая нагрузка, т	0,54	0,68	-
Максимальная скорость полёта, км/ч	605	640	665
Потолок, м	11 580	10000	14000
Экипаж, чел	1	1	1
Вооружение: пушки пулемёты	1X37 мм 4X12,7 мм	1X37 мм 4X12,7 мм	1X37 мм 3X12,7 мм

Табл. 2. — Экспериментальные самолёты фирмы «Белл»

Основн ые данные	X-1	X- 1A	X-2
Первый полёт, год	1946	1953	1952
Число и тип двигател ей	1 ЖР Д	1 ЖР Д	1 ЖР Д
Тяга двигател я, кН	26,7	26,7	71,1
Длина самолёт а, м	9,46	10,85	13,4
Высота самолёт а, м	3,26	3,26	4,13
Размах крыла, м	8,54	8,54	9,76
Площадь крыла, м <sup>2</sup>	12,1	12,1	24,3
Максим альная стартова я масса, т	6,35	8,16	13
Масса пустого самолёт	2,22	3,17	8,2

а, т			
Максимальная скорость полёта (достигнутая при испытаниях), км/ч	1556	2650	3360
Динамический потолок, м	21380	28651	38430
Экипаж, чел	1	1	1

Табл. 3. — Вертолёты фирмы «Белл»

Основные данные	Многоцелевой Белл 47G	Многоцелевой Белл 205 (UH-1H)	Разведывательный OH-58A	Боевой AH-1S
Первый полёт, год	1953	1966	1968	1976
Число и тип двигателей	1 ПД	1 ГТД	1 ГТД	1 ГТД
Мощность двигателя, кВт	202	1040	313	1340
Диаметр несущего винта, м.	11,3	14,63	10,77	13,41 (размах крыла 3,15 м)
Число лопастей	2	2	2	2

Длина вертолѐта с вращающимися винтами, м	13,17	17,62	12,49	16,26
Высота вертолѐта с вращающимися винтами, и	2,83	4,41	2,91	4,16
Сметаемая площадь, м <sup>2</sup>	100	168,1	90,93	141,26
Взлѐтная масса, т;				
нормальная	1,2	4,1	-	4,36
максимальная	1,34	4,31	1,36	4,54
Масса пустого вертолѐта, т	0,82	2,36	0,66	2,92
Максимальная перевозимая нагрузка, т	0,51	1,76	-	-
Крейсерская скорость полѐта, км/ч	150	205	190	280
Максимальная дальность полѐта, км	440	510	490	700
Статический потолок (без учёта влияния земли) м	3230	1220	2680	3110
Экипаж, чел	1	1-2	2	2

Число пассажиров	2	14	-	-
Вооружение	-	Стрелково-пушечное	1 пулемёт (7,62м), НАР	1 пушка (20 или 30 мм), 1 гранатомёт {40 мм), пулемёты (7,62 м), НАР, до 8 ПТУР

Табл. 4. — вертикально взлетающие вертолеты фирмы «Белл»

Основные данные	XV-3	X-22A	XV-15	V-22
Первый полёт, год	1955	1966	1977	1989
Число и тип двигателей	1 ПД (установлены)	4 ТВД (неподвижно)	2 ТВД (в поворотных)	2 ТВД (гондолах)
Мощность двигателя, кВт	338	934	1160	4590
Диаметр поворотного винта, м.	7	2,13	7,62	11,58
Число винтов	2	4 (размещены)	2	2

		ены в кольцев ых каналах )		
Число лопастей	3	3	3	3
Длина самолёта, м	9,4	12,07	12,8 3	19,1
Высота самолёта, м	4,2	6,31	4,67	5,38
Размах крыла, м	9,5	7,01/11, 96*	9,8 (без учёт а гондо л)	14,02
Сметаемая площадь, м <sup>2</sup>	2X38, 6	4X3,56	2X4 5,6	2X105 ,4
Площадь крыла, м <sup>2</sup>	-	12,9/26, 6*	15,7	-
Максимальная взлётная масса, т:				
при вертикальном взлёте	2,18	7,25	5,9	21,55
при взлёте с разбегом		8,02	6,8	27,44
Масса пустого самолёта, т	1,63	4,76	4,34	14
Максимальная перевозимая	-	0,54	-	9,07

нагрузка, т				
Крейсерская скорость, км/ч	280**	485	520	510
Статический потолок (без учёта влияния земли), м	-	-	2440	1220
Экипаж, чел	1	2	2	2
Число пассажиров	-	6	-	24

\* В числителе — переднее крыло, в знаменателе — заднее. \*\* Расчётная скорость

### Многоцелевой самолёт вертикального взлёта и посадки V-22 «Оспри».

**Белов** Александр Фёдорович (1906—1991) — советский металлург, академик АН СССР (1972), Герой Социалистического Труда (1966). Окончил Московский горную академию (1929). Работал на металлургических предприятиях. В 1961—1986 начальник Всесоюзного института лёгких сплавов. Основные труды в области создания и совершенствования процессов плавления, литья и обработки лёгких, жаропрочных и тугоплавких сплавов для авиационной техники. Золотая медаль имени Д. К. Чернова АН СССР (1982). Ленинская премия (1964), Государственная премия СССР (1943, 1946, 1949). Награждён 4 орденами Ленина, орденом Октябрьской Революции, орденом Отечественной войны 1-й степени, 5 орденами Трудового Красного Знамени, орденом Дружбы народов, медалями. Портрет см на стр. 104

### А. Ф. Белов.

**Белоцерковский** Олег Михайлович (р. 1925) — советский учёный в области механики, академик АН СССР (1979; член-корр. 1972). Окончил Московский государственный университет (1952). В 1962—1987 ректор Московский физико-технического института (с 1966 профессор), одновременно в 1952—1955 научный сотрудник Математического института имени В. А. Стеклова АН СССР, с 1962 — Вычислительного центра АН СССР, в 1987 назначен директором института автоматизации проектирования АН СССР. Разработал численные методы решения задач современной аэро- и газодинамики, исследовал характеристики гиперзвукового летательного аппарата. Им получены фундаментальные теоретические и прикладные результаты в области трансзвуковых течений газа, пространственного сверхзвукового, обтекания тел сложной геометрии, аэродинамики при гиперзвуковом обтекании летательного аппарата с учётом его аэродинамического нагрева и др. Золотая медаль имени Н. Е. Жуковского (1961). Ленинская премия (1966). Награждён орденами Ленина, Октябрьской Революции, 3 орденами Трудового Красного Знамени, медалями.

### О. М. Белоцерковский.

**Беляев** Виктор Николаевич (1896—1953) — советский учёный, один из основоположников науки о

прочности металлических самолётов, авиаконструктор, профессор (1949), доктор технических наук (1940). В 1920—1923 учился в Московском политехническом институте и Московском государственном университете. С 1922 занимался расчётами на прочность самолётов в разных КБ и Центральном аэрогидродинамическом институте (с 1926, с перерывом в 1941—1943). В 1926—1934 разработал метод расчёта на прочность прямого свободнонесущего крыла с жёсткой обшивкой. Предложил метод расчёта критической скорости флаттера и способ повышения этой скорости — установку противифлаттерных грузов в носовой части крыла (1933-36). В 1934—1937 создал три планёра, воплотив в них свои идеи о флаттероустойчивости. В 1939 **Б.** — главный конструктор завода, на котором построен дальний бомбардировщик ДБ-ЛК, внешне напоминающий «летающее крыло» (рис. в табл. XIII). В 1941—1944 начальник расчётного бюро и отдела прочности на заводе. Затем работал в Центральном аэрогидродинамическом институте (в 1946—1951 начальник отдела). Награждён 2 орденами Трудового Красного Знамени, медалями.

*Лит.:* Еленевский Г. С., В. Н. Беляев, в кн.: Прочность летательных аппаратов. М., 1967 (Труды ЦАГИ, в. 1069).

**В. Н. Беляев.**

**Беляков** Александр Васильевич (1897—1982) — советский штурман, специалист по аэронавигации, доктор географических наук (1938), генерал-лейтенант авиации (1943). Герой Советского Союза (1936). В Советской Армии с 1919. Окончил военное училище (1917), фотограмметрическую школу (1921). В 1930—1935 преподаватель и начальник кафедры Военно-воздушной академии Рабоче-крестьянской Красной Армии имени профессора Н. Е. Жуковского (ныне Военно-воздушная инженерная академия имени профессора Н. Е. Жуковского). Совместно с *Г. Ф. Байдуковым* и *В. П. Чкаловым* совершил перелёты: Москва — о. Удд (ныне о. Чкалов), 1936; Москва — Северный полюс — Ванкувер (США), 1937. В 1936—1939 флаг-штурман дальнебомбардировочной авиации и флаг-штурман военно-воздушных сил. С 1940 заместитель начальника Военной академии командного и штурманского состава военно-воздушных сил Красной Армии (ныне Военно-воздушная академия имени Ю. А. Гагарина), во время Великой Отечественной, войны начальник ряда военных авиационных учебных заведений. В 1945—1960 начальник факультета Военно-воздушной академии, с 1960 профессор Московский физико-технического института. Автор многих научных трудов по аэронавигации. Депутат Верховного Совета СССР в 1937—1946. Награждён 2 орденами Ленина, 3 орденами Красного Знамени, орденом Отечественной войны 1-й степени, 2 орденами Трудового Красного Знамени, 3 орденами Красной Звезды, медалями.

*Соч.:* В полет сквозь годы, М., 1981.

**Беляков** Ростислав Аполлосович (р. 1919) — советский авиаконструктор, академик АН СССР (1981; член-корреспондент 1974), дважды Герой Социалистического Труда (1971, 1982). После окончания Московского авиационного института (1941) в опытно конструкторском бюро *А. И. Микояна* на инженерно-конструкторских должностях; с 1971 генеральный конструктор этого опытного конструкторское бюро. Под руководством **Б.** создан ряд экспериментальных самолётов и серийных авиационных комплексов различного назначения, в том числе фронтовой истребитель МиГ-29, истребитель-перехватчик МиГ-31. **Б.** решены важные проблемы в области создания конструкции самолётов, работающих в условиях значительного аэродинамического нагрева, применения крыла с изменяемой стреловидностью в полете, систем управления сверхзвуковыми самолётами, повышения манёвренности самолётов. Под его руководством отработаны эффективные комплексы бортового оборудования, проведены исследования в области аэро- и газодинамики, динамики полёта, прочности, аэроупругости, конструкционных материалов и технологии самолетостроения. Золотая медаль имени А. Н. Туполева (1987). Депутат Верховного Совета СССР в 1974—1989. Ленинская премия (1972), Государственная премия СССР (1952, 1989). Награждён 4 орденами Ленина, орденами Октябрьской Революции, Трудового Красного Знамени, Красной Звезды, «Знак Почёта», медалями. Бронзовый бюст в г. Муроме Владимирской области.

См. статью *МиГ*.

**Белянин** Петр Николаевич (р. 1926) — советский учёный в области технологии авиастроения, член-корреспондент АН СССР (1984). Окончил Харьковский авиационный институт (1949). Работал на самолётостроительном заводе. С 1956 в научно-исследовательском институте технологии и организации производства (с 1973 начальник института, с 1990 — директор научно-технического центра института). Основные труды в области автоматизирования проектирования и реализации технологий в самолётостроении с помощью электронно-вычислительных машин. Под его руководством созданы отечественный промышленный робот УМ-1 и гибкая производственная система АЛПЗ-1, выпускающая корпусные детали летательных аппаратов. Ленинская премия (1980), Государственная премия СССР (1986). Награждён 2 орденами Трудового Красного Знамени, орденом «Знак Почёта», медалями.

**П. Н. Белянин.**

**Белянский** Александр Александрович (1906—1981) — государственный и хозяйственный деятель, генерал-майор инженерно-авиационной службы (1944), Герой Социалистического Труда (1945). По окончании Днепропетровского металлургического института (1930) работал инженером, помощником начальника цеха на заводе имени Г. И. Петровского (в Днепропетровске). В 1938—1941 главный механик, начальник производства Воронежского авиационного завода, где при его непосредственном участии налажен серийный выпуск ряда самолётов, в том числе штурмовиков Ил-2. В 1942—1955 директор Московского авиационного завода № 30 и Куйбышевского авиационного завода № 18, производивших в годы Великой Отечественной войны штурмовики Ил. В 1955—1972 на различных руководящих должностях. Депутат Верховного Совета СССР в 1946—1958. Государственная премия СССР (1949). Награждён 4 орденами Ленина, 3 орденами Трудового Красного Знамени, медалями.

**А. А. Белянский.**

**бензин авиационный** — см. в статье *Топливо авиационное*.

**Береговой** Георгий Тимофеевич (р. 1921) — советский лётчик-испытатель, генерал-лейтенант авиации (1977), дважды Герой Советского Союза (1944, 1968), лётчик-космонавт СССР (1968), кандидат психологических наук (1975), заслуженный лётчик-испытатель СССР (1961), заслуженный мастер спорта СССР (1969). Окончил Ворошиловградскую школу авиационных лётчиков имени Пролетариата Донбасса (1941). Участник Великой Отечественной войны. В ходе войны был лётчиком, командиром эскадрильи штурмового авиаполка, совершил 185 боевых вылетов. После войны окончил Высшие офицерские курсы и курсы лётчиков-испытателей (1948), Военно-воздушную академию (1956; ныне имени Ю. А. Гагарина). В 1948—1964 работал лётчиком-испытателем в научно-исследовательском институте военно-воздушных сил. Провёл государственные испытания самолётов МиГ, Ла, Як, Ту (в том числе на критичных режимах полёта). Летал на самолётах свыше 60 типов. В 1964—1972 в отряде космонавтов. В 1968 совершил полёт в космос. В 1972—1987 начальник Центра подготовки космонавтов имени Ю. А. Гагарина. Депутат Верховного Совета СССР в 1970—1984. Золотая космическая медаль и медаль имени Ю. А. Гагарина (ФАИ). Государственная премия СССР (1981). Награждён 2 орденами Ленина, 2 орденами Краевого Знамени, орденами Александра Невского, Богдана Хмельницкого 3-й степени, 2 орденами Отечественной войны 1-й степени, 2 орденами Красной Звезды, орденом «За службу Родине в Вооружённых Силах СССР» 3-й степени, Медалями, а также иностранными орденами. Бронзовый бюст в г. Енакиеве Донецкой области.

**Соч.:** Угол атаки, М., 1971; О времени и о себе, М., 1982.

**Лит.:** **Сомов Г. А.**, Третья высота, 2 изд., М., 1983.

**Г. Т. Береговой.**

**Березин** Михаил Евгеньевич (1906—1950) — советский конструктор авиационного стрелково-пушечного вооружения. Окончил Ленинградский военно-механический институт (1934). Работал на Тульском оружейном заводе. С 1935 в КБ, где разработал 12,7-мм авиационный синхронный пулемёт БС. На базе этого пулемёта создан и принят на вооружение военно-воздушных сил в 1941 универсальный пулемёт УБ. Принимал участие в создании авиационных пушек, в том числе *Б-20*. Государственная премия СССР (1941, 1946). Награждён орденами Ленина, Суворова 2-й степени, Кутузова 1-й степени, 2 орденами Трудового Красного Знамени, медалями.

**М. Е. Березин.**

**Березняк** Александр Яковлевич (1912—1974) — советский конструктор в области летательных аппаратов, доктор технических наук (1968), заслуженный деятель науки и техники РСФСР (1973). С 1931 в авиационной промышленности. После окончания Московский авиационный институт (1938) работал в опытном конструкторском бюро *В. Ф. Болховитинова*, где совместно с *А. М. Исеевым* создал (1942) первый советский ракетный самолёт *БИ* с жидкостным ракетным двигателем (рис. в табл. XVIII). С 1957 главный конструктор. Под руководством **Б.** создан ряд образцов авиационной техники. Ленинская премия (1962), Государственная премия СССР (1970). Награждён орденами Ленина, Октябрьской Революции, Трудового Красного Знамени, медалями.

**А. Я. Березняк.**

**Бериев** (Бериашвили) Георгий Михайлович (1903—1979) — советский авиаконструктор, доктор технических наук (1961), генерал-майор инженерно-технической службы (1951). Окончил Ленинградский политехнический институт (1930). Под руководством **Б.** в *ЦКБ* был создан гидросамолёт МБР-2 (1932), что явилось важным этапом в развитии отечественной гидроавиации. В 1934—1968 **Б.** главный конструктор опытного конструкторское бюро морской самолётостроения в Таганроге. В эти годы созданы гидросамолёты МП-1, МДР-5, МБР-7, Бе-6 с поршневыми двигателями и реактивные Р-1 и Бе-10, самолёты-амфибии Бе-8 и Бе-12, корабельные катапультные самолёты Бе-2 и Бе-4 и сухопутный пассажирский самолёт Бе-30. Государственная премия СССР (1947, 1968). Награждён 2 орденами Ленина, 2 орденами Трудового Красного Знамени, медалями. Имя **Б.** носит *Таганрогский авиационный научно-технический комплекс*. См. статью *Бе*.

**Г. М. Бериев.**

**бериллиевые сплавы.** В промышленных масштабах **Б. с.** начали применять в 50-х гг. Основное направление в использовании **Б. с.** — создание конструкционных материалов для летательных аппаратов. Ряд **Б. с.** системы бериллий — алюминий (алюминия 24—43%), получивших название «локэллой», разработан американским концерном «Локхид». Эти сплавы обладают многие ценными свойствами: малой плотностью, высокой пластичностью, сравнительно небольшой чувствительностью к поверхностным дефектам. Сплавы не требуют химического травления после обработки резанием. Большой диапазон значений модуля упругости, прочности и пластичности, характерный для этих **Б. с.**, обеспечивает широкую сферу их применения.

Достаточно большое распространение получили конструкционные **Б. с.** системы алюминий — бериллий — магний (АБМ), содержащие 10—70% бериллия и 2—9% магния; эти **Б. с.** разработаны *И. Н. Фридляндером*, *Р. С. Амбарцумяном*, *К. П. Яценко* совместно с *А. В. Новосёловой*. Сплавы АБМ в зависимости от содержания бериллия имеют плотность 2000—2400 кг/м<sup>3</sup>, модуль упругости 120—240 ГПа, характеризуются высокой удельной прочностью и жёсткостью, повышенным сопротивлением повторным, акустическим и ударным нагрузкам, малой чувствительностью к концентраторам напряжений.

Основной метод получения изделий и полуфабрикатов из **Б. с.** — порошковая металлургия; иногда для этой цели применяется литьё. Высокопрочные дисперсноупрочнённые **Б. с.** (см. *Дисперсноупрочнённые материалы*) получают обработкой горячепрессованных заготовок

давлением в стальных оболочках при 1010—1175{{°}}С. Изделия из **Б. с.**: прутки, трубы, конусы, листы, профили и т. д. Созданные материалы на основе бериллия способны работать длительное время при 1100—1550{{°}}С и короткое время при 1700°С; эти материалы представляют собой интерметаллические соединения бериллия (с ниобием, танталом, цирконием).

Бериллий используется также для изготовления слоистых и композиционных материалов бериллий — алюминий, бериллий — титан и другие, обладающих ценным сочетанием свойств.

*Лит.:* Папилов И. И., Бериллий — конструкционный материал, М., 1977.

*И. Н. Фридляндер, Г. В. Кирсанов.*

**Бернулли** (Bernoulli) Даниил (1700—1782) — швейцарский учёный в области математики, механики, физиологии, медицины, академик (1725), иностранный почётный член Петербургской АН (1733). Один из основоположников теоретической гидродинамики. Вывел основное уравнение стационарного движения идеальной несжимаемой жидкости, находящейся под действием только сил тяжести (см. *Бернулли уравнение*). Разрабатывал кинетическое представления о газах.

*Соч.:* Гидродинамика, или Записки о силах и движениях жидкостей, пер. [с лат.]. Л., 1959.

**Д. Бернулли.**

**Бернулли уравнение** в аэро- и гидродинамике — соотношение, связывающее газо- или гидродинамические переменные вдоль линии тока установившегося баротропного  $[\{\rho\} = \{\rho\}$  ( $\rho$ )] течения идеальной жидкости или газа в потенциальном поле массовых сил ( $F = \text{grad}\{\Pi\}$ , где  $\{\Pi\}$  — потенциал):

$$\{\Pi\} + V^2/2 + \int dp/\{\rho\} = C,$$

где  $V$  — скорость,  $p$  — давление,  $\{\rho\}$  — плотность,  $C$  — постоянная, которая сохраняет своё значение неизменным вдоль линии тока, но может менять его при переходе от одной линии тока к другой. Получено Д. Бернулли в 1738 (отсюда название) для потока несжимаемой жидкости в гравитационном поле Земли, действующем вдоль оси  $z$  ( $\Pi = gz$ , где  $g$  — ускорение свободного падения), в виде  $z + V^2/2g + p/(\{\rho\}g) = \text{const}$ . Каждый член этого уравнения имеет размерность длины и допускает физическую интерпретацию:  $\{z\}$  — геометрическая высота или высота слоя жидкости над некоторой горизонтальной плоскостью;  $V^2/2g$  — скоростная высота или высота, при свободном падении с которой в пустоте частица жидкости достигла бы скорости  $V$ ;  $p/(\{\rho\}g)$  — пьезометрическая высота или высота столба жидкости, у подножия которого давление равно  $p$ . Следовательно, вдоль линии тока сумма геометрической, скоростной и пьезометрической высот остаётся постоянной. Значение **Б. у.** состоит в том, что оно позволяет по известному полю скоростей рассчитать поле давления. **Б. у.** является интегралом Эйлера уравнений (отсюда другие название **Б. у.** — **интеграл Бернулли**). **Б. у.** называется также интеграл *энергии уравнения*  $\{\Pi\} + h + V^2/2 = \text{const}$  ( $h$  — энтальпия), справедливый для потока идеального газа в отсутствие *источников и стоков* энергии.

*В. А. Башкин.*

**беспилотный летательный аппарат** — *летательный аппарат* без экипажа на его борту, предназначенный для управляемых или неуправляемых полётов. По назначению **Б. л. а.** могут быть научно-исследовательскими, народно-хозяйственными, спортивными и военными. Различают одно- и многоразовые **Б. л. а.** Управление **Б. л. а.** осуществляется с помощью бортовых программных устройств или дистанционно по радио — дискретно или непрерывно (в последнем случае **Б. л. а.** называется *дистанционно-пилотируемым летательным аппаратом*).

**Бессонов** Анатолий Алексеевич (1892—1983) — советский конструктор авиационных двигателей. Окончил Петроградский политехнический институт (1915). С 1922 работал на авиамоторном заводе «Икар» (впоследствии завод № 24 имени М. В. Фрунзе). Здесь под его руководством

освоено производство поршневых двигателей М-5, разработаны М-15 (первый советский высотный поршневой двигатель с приводным нагнетателем для наддува) и М-26, ряд опытных поршневых двигателей. Был необоснованно репрессирован и в 1931—1933, находясь в заключении, работал в особом техбюро ОГПУ, где разрабатывались опытные поршневые двигатели дизели марки ФЭД. В 1935—1950 главный конструктор Центрального института авиационного моторостроения. В 1940 под его руководством построен оригинальный 36-цилиндровый двигатель М-300, являвшийся в то время наиболее мощным двигателем (2200 кВт). Награждён орденом Красной Звезды, медалями.

**А. Д. Бессонов.**

**«бесхвостка»** — схема самолёта, отличающаяся отсутствием у него *горизонтального оперения* (см. статью *Аэродинамическая схема*).

**Би** — первые советские ракетные самолёты. Созданы в 1941—1945 в опытном конструкторском бюро *В. Ф. Болховитинова* и Реактивном научно-исследовательском институте (РНИИ). Название дано по первым буквам фамилий конструкторов: *А. Я. Березняка* (ответственный за проект в целом) и *А. М. Исаева* (ответственный за двигательную установку). Би создавался как истребитель-перехватчик с жидкостным ракетным двигателем, взлетающий с быстрым набором высоты и после скоротечного боя производящий посадку с выключенным двигателем. Би — моноплан деревянной конструкции, длина 6,9 м, размах крыла 6,6 м, площадь крыла 7 м<sup>2</sup>, шасси убирающееся, вооружение — две пушки калибра 20 мм. Жидкостный ракетный двигатель, расположенный под хвостовым оперением, работал на керосине и азотной кислоте, вытесняемых из баков сжатым воздухом. Керосиновые баки были расположены спереди, азотнокислотные — в средней части фюзеляжа; между баковыми отсеками находилась кабина пилота. Лётные испытания Би в безмоторном варианте проводил *Б. Н. Кудрин*. Первые семь испытательных полётов трёх самолётов Би с работающей двигательной установкой (ДУ) проведены с жидкостным ракетным двигателем Д-1-А-1100 (тягой до 10,8 кН) конструкции *Л. С. Душкина*. Первый полёт выполнил *Г. Я. Бахчиванджи* 15 мая 1942 на первом опытном экземпляре Би-1. В седьмом полёте (27 марта 1943) скорость самолёта превысила (предположительно) 800 км/ч, самолёт затянуло в пикирование, он разбился, а Бахчиванджи погиб. В 1944 в Ракетном научно-исследовательском институте (куда вошло опытное конструкторское бюро Болховитинова) на Би был установлен двигатель РД-1 конструкции Исаева, одновременно была снижена масса двигательной установка и увеличен запас топлива; планёр самолёта не подвергся существенным изменениям. Двигательная установка работала 61 с с номинальной тягой до 11,8 кН; затем тяга снижалась в соответствии с давлением подачи, которое постепенно уменьшалось до 60% от начального значения; общая продолжительность работы двигательной установки составила примерно 120 с. При последнем взвешивании взлётная масса Би была равна 1800 кг (масса конструкции 996 кг). Максимальная расчётная скорость 860 км/ч. В процессе заводских испытаний, успешно проведённых в январе — мае 1945, при угле набора высоты 33—34° была достигнута скорость 587 км/ч, при горизонтальном разгоне самолёта приёмистость составила 18,7 км/ч в 1 с. Всего изготовлено 9 экземпляров Би. В связи с окончанием Великой Отечественной войны самолёт не получил боевого применения. См. рис. в табл. XVIII.

**А. В. Баженов.**

**бимс** (англ. beams, множественное число от beam — бревно, балка, перекладина) — элемент усиления больших вырезов в конструкции каркаса летательного аппарата (см. рис.). Выполняется в виде балки коробчатого сечения и служит для обеспечения общей жёсткости и прочности контура выреза благодаря образованию единой силовой рамы вокруг него. Одновременно бимс воспринимает значительные местные нагрузки от замков и петель грузовых рампов, створок и дверей. Обычно применяется в самолётах, имеющих большие вырезы в фюзеляже для грузовых дверей, погрузочных рампов и грузоотсеков.

**Отсек фюзеляжа самолёта с бимсами, усиливающими вырез (люк) на нижней поверхности.**

**Био — Савара формула** в аэро- и гидродинамике [по имени французских учёных Ж. Б. Био (J. B. Biot) и Ф. Савара (F. Savart)] — соотношение для определения в рассматриваемой точке  $N(x, y, z)$  приращения  $\{\{\Delta\}\}V$  вектора скорости, индуцируемого в неограниченной идеальной несжимаемой жидкости бесконечно малым элементом  $ds$  вихревой нити  $L$  (см. *Вихрь свободный*) интенсивности  $\{\{\Gamma\}\}$ ;

$\{\{\text{формула}\}\}$

где  $k$  — единичный вектор по направлению касательной к  $L$  в точке  $M(x_i, y_i, z_i)$  рассматриваемого элемента  $ds$  (см. рис.),  $l$  — единичный вектор по направлению радиус-вектора  $r$ ,  $r = [r] = [(x-x_i)^2 + (y-y_i)^2 + (z-z_i)^2]^{1/2}$ . Интегрирование **Б. — С. ф.** вдоль вихревой нити  $L$  приводит к формуле для определения вектора скорости  $V$ , индуцируемого вихревой нитью в точке  $N$ :

$\{\{\text{формула}\}\}$

Обе формулы являются частным случаем решения более общей задачи гидродинамики нахождения поля скоростей по заданному полю завихренности. **Б. — С. ф.** широко применяется в аэро- и гидродинамике для решения прикладных задач, например, для расчёта аэродинамических характеристик крыла конечного размаха, гребного и воздушного винтов.

Первая из приведённых формул аналогична хорошо известной в физике формуле Био — Савара, определяющей воздействие тока ( $\{\{\Gamma\}\}$ ), текущего в линейном проводнике ( $\{\{L\}\}$ ), на помещённый в точку  $\{\{N\}\}$  единичный магнитный полюс.

## Рисунок

**биотелеметрия** (от греческого bios — жизнь, tele — далеко и metreo — измеряю) в авиации — способ непрерывного оперативного медицинского контроля и прогнозирования психофизиологического состояния лётчика в полёте. Данные **Б.** способствуют физиологическому нормированию лётной нагрузки; выявлению и устранению дефектов предполётного медицинского контроля и врачебно-лётной экспертизы; обоснованию индивидуальной экспертной оценки профессиональной пригодности, диагностике предболезненных состояний, случаев внезапной потери сознания и реконструкции состояния лётчика в период, предшествующий критическому моменту полёта. Наблюдение за психофизиологическим состоянием лётчика в полёте может осуществляться визуально по видеотелевизионному монитору. Физиологические параметры жизнедеятельности лётчика от специальных датчиков передаются с борта летательного аппарата через радиостанцию на землю. Все данные анализируются врачом совместно с руководителем полёта. При возникновении опасных отклонений в состоянии лётчика (угроза потери сознания, предынфарктные изменения и другие) принимается решение о досрочном прекращении полётного задания. Биотелеметрические показатели лётчика записываются на бортовые и наземные магнитные накопители и учитываются совместно с данными другие специалистов при анализе причин лётных происшествий.

Во врачебном контроле лётного состава **Б.** массового распространения пока не получила. За рубежом биотелеметрической аппаратурой оборудованы единичные самолёты-лаборатории, используемые в исследовательских целях и в работе врачебно-лётных комиссий. В нашей стране **Б.** используется при медицинском обеспечении безопасности космических полётов; разрабатываются технические решения для внедрения методов и средств **Б.** (в том числе бесконтактных систем) в авиации.

*В. В. Литовченко, И. Д. Малинин.*

**биплан** (от латинского bis — дважды и planum — плоскость) — *аэродинамическая схема* самолета, характеризующаяся двумя несущими поверхностями (крыльями), расположенными одна над другой. **Б.** классифицируют: по взаимным размерам крыльев — с равными и неравными (полутораплан) крыльями; по взаимному расположению крыльев — с выносом (если верхнее

крыло выдвинуто вперёд по отношению к нижнему), с обратным выносом (если выдвинуто вперёд нижнее крыло) и без выноса; по наличию и числу рядов стоек (при виде спереди с одной стороны, см. рис.) — бесстоечный, или свободнонесущий (редкоупотребительное — **монобиплан**), одно-, двух- и многостоечный; по наличию расчалок — расчалочный, бсзрасчалочный. Схема **Б.** была широко распространена наравне со схемой *моноплана* до начала 30-х гг. По этой схеме построены первый самолёт братьев Райт, бомбардировщик «*Илья Муромец*», массовый учебный самолёт По-2 (У-2, см. *Поликарпова самолёты*) и многие другие известные самолёты.

Большая жёсткость бипланной коробки позволяла при прочих равных условиях увеличить площадь крыла и получить меньшие значения удельной нагрузки на крыло по сравнению с монопланом. Кроме того, при заданной подъёмной силе *индуктивное сопротивление Б.* меньше, чем моноплана с тем же размахом крыла. В результате по сравнению с монопланом **Б.** были более манёвренными (особенно на виражах), имели меньшие посадочные и взлётные скорости. Большинство рекордов высоты в 20—30-е гг. было установлено на **Б.**, один из них — на истребителе *И-15* (лётчик В. К. Коккинаки, 1935, 14575 м). В 30-е гг. предпочтение было отдано свободнонесущим монопланам, имевшим меньшее лобовое сопротивление, что обеспечивало увеличение скорости полёта. В послевоенные годы схема **Б.** используется редко. В числе наиболее удачных конструкций этого периода — многоцелевой самолёт *Ан-2*, выпускавшийся около 40 лет (рис. в табл. XXIV).

*Л. А. Курочкин.*

### Одностоечный биплан.

**Бирнбаум** Эрнст Карлович (1894—1965) — советский воздухоплаватель. Участник Первой мировой и Гражданской войн Окончил Высшие воздухоплавательные командирские курсы (1920), Высшую воздухоплавательную школу (1923) и работал инструктором в высших учебных заведениях военно-воздушных сил. В 1929—1930 начальник Воздухоплавательной школы Осоавиахима в Москве. В 1938—1940 командир учебно-опытной эскадры дирижаблей ГВФ. Во время Великой Отечественной войны командир дивизии аэростатов заграждения в Москве. Совершил ряд полётов на свободных аэростатах. Пилотировал (совместно с *Г. А. Прокофьевым* и *К. Д. Годуновым*) стратостат «СССР-1», достигший высоты 19 км (1933). Награждён 2 орденами Ленина, орденами Красного Знамени, Красной Звезды, медалями.

### Э. К. Бирнбаум

**Бисноват** Матус Рувимович (1905—1977) — советский авиаконструктор, доктор технических наук (1965), Герой Социалистического Труда (1975). После окончания Московского авиационного института (1931) — в авиационной промышленности. С 1938 главный конструктор опытного конструкторское бюро Центрального аэрогидродинамического института, где под его руководством были созданы экспериментальные самолёты СК-1 и СК-2. В 1941—1948 главный конструктор ряда авиационных заводов; руководил выпуском истребителей ЛаГГ-3, разработкой новой авиационной техники. С 1948 **Б.** работал над созданием первых отечественных беспилотных летательных аппаратов. Под руководством **Б.** разработаны и внедрены в серийное производство теплостойкие металлокерамические соединения, специальные виды обработки титановых сплавов и др. Ленинская премия (1966), Государственная премия СССР (1973). Награждён 2 орденами Ленина, орденом Трудового Красного Знамени, медалями.

### М. Р. Бисноват.

**Бич** — обозначение планеров и самолётов конструкции *Б. И. Черановского*.

**«Бич»**, **«Бичкрафт»** (Beech Aircraft Corp.), — самолётостроительная фирма США. Основана в 1932, с 1980 дочернее отделение фирмы «Рейтеон» (Raytheon Co.). Во время Второй мировой войны строила учебно-тренировочные самолёты АТ-10, а также лёгкие бомбардировщики и штурмовики других фирм. После войны начала выпускать лёгкий административный самолёт «Бонанза» 35 с

поршневым двигателем и V-образным оперением (первый полёт в 1945, построено более 11 тысяч). В 80-х гг. выпускала административные и лёгкие транспортные самолёты свыше 20 типов, в том числе с поршневым двигателем — «Дачесо», «Барон», «Дьюк», с турбовинтовым двигателем — «Кинг эр» и «Супер кинг эр» и учебно-тренировочный самолёт Т-34С (1973). К 1990 построено около 49,5 тысяч самолётов. В 1935 начат выпуск воздушных мишеней. Наибольшее распространение получили сверхзвуковые мишени типа AQM-37А с жидкостным ракетным двигателем (1959), запускаемые с самолета-носителя. В 1986 построен турбовинтовой административный самолёт «Старшип» I аэродинамической схемы «утка» на 8—11 пассажирских мест, выполненный почти полностью из композиционных материалов (рис. 1). С 1985 фирма выпускает административный самолёт «Бичджет» 400 А (рис. 2) с двумя турбореактивными двухконтурными двигателями на семь пассажирских мест (самолёт разработан фирмой «Мицубиси»).

Рис. 1. Административный самолёт «Старшип» I

Рис. 2. Административный самолёт «Вичджет» 400 А.

**Блерио** (Blériot) Луи (1872—1936) — французский авиаконструктор, один из пионеров авиации. Окончил Центральную школу гражданских инженеров в Париже. В 1906 вместе с *Г. Вуазеном* основал авиамастерские, ставшие позже фирмой «Блерио аэронавигация» (Blériot Aéronautique). В 1907 на самолёте схемы «утка» **Б.** совершил короткие полёты, на самолёте «Стрекоза» (с тандемным расположением крыльев) — полёты на расстояние до 184 м, а на Блерио VII — до 500 м. В 1908 на усовершенствованном моноплане Блерио VIII выполнен 14-километровый перелёт за 11 мин. 25 июля 1909 **Б.** на моноплане Блерио XI с поршневым двигателем мощностью 18,4 кВт первым перелетел через пролив Ла-Манш (38 км за 36,5 мин). Варианты этого самолёта выпускались большими сериями и широко использовались Францией и Великобританией в начале Первой мировой войны. На самолёте Блерио XII впервые совершён полёт с двумя пассажирами (1909), а на Блерио XIII — полёт с 9 пассажирами (1911). В 1914—1919 выпускались в основном истребители марки СПАД (в том числе СПАД VII и широко применявшийся во многих странах СПАД XIII), позже — различные военные, транспортные и спортивные самолёты, в том числе пассажирские самолёты СПАД 33 и СПАД 56. В 1932 на самолёте В-110 установлен мировой рекорд дальности по замкнутому маршруту — 10601 км. В 1936 фирма **Б.** была национализирована. **Б.** имел французское свидетельство пилота № 1. В его честь в 1936 учреждена медаль Международной авиационной федерации (см. *Награды Международной авиационной федерации*). См. рис. в табл. III и VI. Портрет см. на стр. 110.

Л. Блерио

**блистер** (от английского blister — волдырь) — устанавливаемый на фюзеляже полый обтекаемый выступ из оптически прозрачного материала для обеспечения членам экипажа необходимого обзора, например, при работе с прицельной аппаратурой (военная авиация), поиске рыбных косяков, ведении визуальной ледовой разведки и т. п. (гражданская авиация).

**Блок** (Bloch) М. — см. *Дассо М.*

**«Блок»** (Avions Marcel Bloch) — см. *«Дассо»*.

**«Блом унд Фосс»** (Blohm und Voß Schiffswerft, Abteilung Flugzeugbau) — самолётостроительная фирма Германии. Образована в 1933 как отделение одноимённой кораблестроительной фирмы. После Второй мировой войны воссоздана в ФРГ под названием «Гамбургер флюгцойгбау» (Hamburger Flugzeugbau GmbH, HFB). С 1969 предприятия фирмы входят в концерн «Мессершмитт-Бёльков-Блом». Первая продукция — учебные бипланы. Затем были разработаны почтовый самолёт Ha 139, пикирующий бомбардировщик Ha 135, патрульная летающая лодка BV 138 с тремя поршневыми двигателями (первый полёт в 1936), разведывательный самолёт асимметричной схемы BV 141 (1938), тяжёлая летающая лодка BV 222

с шестью поршневыми двигателями (1940), применявшаяся во время Второй мировой войны как разведывательный и военно-транспортный самолёт.

**«Блэкберн»** — самолёто- и двигателестроительная фирма Великобритании. Основана в 1910 (с 1910 Blackburn Aeroplane and Motor Co Ltd, с 1936 Blackburn Aircraft Ltd, с 1949 Blackburn Aircraft and General Aircraft Ltd, с 1959 Blackburn Group Ltd). В 1949 объединилась с фирмой «Дженерал эркрафт». в 1960 вошла в состав концерна «Хакер Сидли». В годы Первой мировой войны фирма создала тяжёлый бомбардировщик «Кенгуру» (1918, см. рис. в табл. IX). В 20—40-х гг., выпускала палубные самолёты «Дарт» (1921) «Скьюа» (1937), «Файрбрэнд» (1942) и др. В числе разработок фирмы военно-транспортный самолёт «Беверли» с четырьмя поршневыми двигателями (1950, построено около 50) и реактивный бомбардировщик «Бакканир» (1958), производство которого было продолжено концерном «Хокер Сидли». Выпускала поршневые двигатели и газотурбинные двигатели.

**Богданов** Пётр Алексеевич (1882—1939) — советский государственный деятель. Участник революции 1905—1907 и революции 1917. Окончил Московское высшее техническое училище (1909); ученик Н. Е. Жуковского. В 1918 уполномоченный Высшего совета народного хозяйства по национализации химической промышленности Урала и Севера. Председатель Совета военной промышленности Высшего совета народного хозяйства (1919—1925), которому были подчинены авиационные заводы республики. В 1921—1925 председатель Высшего совета народного хозяйства РСФСР. Принимал участие в создании Центрального аэрогидродинамического института и его московской экспериментальной базы, освоении кольчугалюминия, становлении и развитии отечественного металлического самолётостроения, в организации первых *перелётов*. Был членом Всероссийского Центрального Исполнительного Комитета и Центрального Исполнительного Комитета СССР. Необоснованно репрессирован; реабилитирован посмертно.

**П. А. Богданов.**

**боевая живучесть** (БЖ) — способность летательного аппарата после воздействия на него средств поражения продолжать полёт с целью полного или частичного выполнения боевой задачи, возвращения на свою территорию или спасения экипажа. БЖ характеризуется уязвимой площадью при попадании боеприпаса контактного действия и вероятностью непоражения летательного аппарата в зоне действия боеприпаса с неконтактным взрывателем. БЖ достигается применением конструктивных мер (резервирование, взаимное экранирование основных жизненно важных агрегатов и систем) и специальных мер защиты (обеспечение взрыво- и пожаробезопасности летательного аппарата, снижение потерь топлива из пробоин, защита экипажа и наиболее важных агрегатов и систем летательного аппарата), а также использованием малоповреждаемых элементов летательного аппарата. К основным жизненно важным агрегатам и системам относятся топливная система, система управления, силовая установка, прицельно-навигационный комплекс и др. Степень их защиты определяется номенклатурой средств поражения противника и степенью их использования, эффективностью средств обеспечения БЖ и необходимыми для этого затратами.

Целесообразно предусматривать реализацию мероприятий по обеспечению БЖ на ранних стадиях проектирования летательного аппарата, так как только в этом случае можно наиболее эффективно использовать такие мероприятия по защите жизненно важных агрегатов, как взаимное экранирование, разнесение, дублирование систем и др. Уровень обеспечения БЖ определяется результатами распределения полезной нагрузки летательного аппарата между элементами комплекса обороны и боевой нагрузки, при котором эффективность выполнения типовых боевых задач максимальна. Как показывает опыт боевых действий авиации, в первую очередь необходимо обеспечивать взрыво- и пожаробезопасность летательного аппарата. Взрыв возможен при попадании средств поражения в надтопливную часть баков, баллоны высокого давления, боеприпасы. Предотвращение взрыва топливоздушную смеси возможно осуществить заполнением топливных баков нейтральным газом, пенополиуретаном, сотовыми структурами и др. Взрывобезопасность боеприпасов и баллонов высокого давления должна обеспечиваться при

их разработке. Пожаробезопасность летательного аппарата снижается путём размещения на нём систем пожаротушения, эффективных при боевых повреждениях, применением негорючих или малогорючих материалов и специальных жидкостей и другими мероприятиями.

Одним из важнейших путей увеличения БЖ летательного аппарата является защита экипажа, которая обеспечивается его экранированием и бронированием. Защита от потерь топлива при боевых повреждениях заключается в создании топливных баков, выдерживающих попадания различных средств поражения без общих разрушений, а также в применении материалов, снижающих или исключаящих течь топлива через пробоины, БЖ силовой установки обеспечивается резервированием отдельных жизненно важных элементов, агрегатов системы питания и управления, экранированием двигателей элементами конструкции планёра, сокращением длины топливо- и маслопроводов, применением специальных конструктивных материалов, использованием прямого привода агрегатов, устранением возможности попадания на вход двигателей топлив и масел при воздействии средств поражения, бронированием наиболее важных элементов двигателей. Повышение БЖ систем управления и прицельно-навигационных систем достигается их резервированием и рациональным размещением с использованием экранирующих свойств элементов конструкции планёра, топлива и других агрегатов; возможно бронирование отдельных элементов систем управления летательным аппаратом. Повышение БЖ конструкции летательного аппарата обеспечивается главным образом применением статически неопределимых силовых схем фюзеляжа, крыльев и т. д., специальным исполнением элементов силового набора и обшивки, препятствующим распространению трещин, а также применением более стойких при повреждениях материалов.

*Ю. М. Томилин, А. И. Меднов.*

**боевая часть** (БЧ) ракеты — составная часть неуправляемых и управляемых ракет классов «воздух — воздух», «поверхность — воздух», «воздух — поверхность» и «поверхность — поверхность», предназначенная непосредственно для поражения воздушных, наземных (подземных) и морских (надводных, подводных) целей противника действием взрыва, удара, огня. Может нести обычный или ядерный заряд. По основному поражающему фактору БЧ с обычным зарядом делятся на фугасные, осколочные, кумулятивные и зажигательные. Практически БЧ характеризуются совместно действием двух и более поражающих факторов. Кроме того, имеются БЧ вспомогательного назначения: агитационные, помеховые, дымовые, имитационные, световые и др. Конструктивно БЧ выполняется во вкладном исполнении или в виде отдельного отсека ракеты и состоит из корпуса с узлами креплений, содержащего поражающие элементы, и разрывного (метательного) заряда взрывчатого вещества. БЧ могут содержать также разного рода вышибные, дополнительные, распределительные, заряды и устройства, горючие и пиротехнические составы.

Для разрывных зарядов применяются, как правило, литые или прессуемые бризантные взрывчатые вещества со скоростью детонации 6—8,5 км/с. Подрыв БЧ осуществляется взрывателем. Масса БЧ различна и определяется классом ракеты (например, составляет 20—50% от массы неуправляемых и управляемых ракет класса «воздух — поверхность» и 8—18% от массы управляемых ракет класса «воздух — воздух»).

**боевая эффективность** — способность авиационного боевого комплекса решать поставленные перед ним боевые задачи. Конкретные результаты решения авиационным комплексом каждой задачи, достигаемые в процессе боевой операции, носят случайный характер, поэтому в качестве количественного показателя (меры) **Б. э.** обычно используют различные вероятностные характеристики. Наиболее полное и точное определение меры **Б. э.** базируется на понятии полезности, представляющей количественное описание системы предпочтений для руководителя операции, заданной на множестве возможных исходов. В этом случае **Б. э.** определяется математическим ожиданием полезности (неслучайной и скалярной величиной).

При оценках **Б. э.** авиационных комплексов, как правило, применяют систему количеств,

показателей, характеризующих возможности комплекса при решении задач различного иерархического уровня. Так, при оценке эффективности фронтового истребителя используются показатели, характеризующие его способности к ведению манёвренного дуэльного боя с тем или иным истребителем противника, к перехвату группы ударных самолётов с истребительным прикрытием и т. д. Эти показатели являются функциями лётных характеристик самолета, характеристик его прицельных систем, состава оружия и размера боекомплекта. Наряду с показателями эффективности истребителя, характеризующими его в одном боевом вылете, оценивается эффективность группировки, совершающей последовательную серию боевых вылетов. Эти показатели зависят от таких свойств самолёта, как возможное число вылетов в единицу времени, выживаемость на базах, время подготовки к повторному вылету, выживаемость при полёте в зоне действий средств противовоздушной оборон противника и т. д. Аналогичная система показателей эффективности используется при оценках ударных самолётов, боевых вертолётов, разведывательных самолётов и т. д. **Б. э.** авиационного комплекса зависит не только от его технических характеристик, но от тактики применения, технических характеристик средств противника, тактики противника и условия проведения боевой операции.

Показатели эффективности используются для решения двух задач: выбора наилучших технических характеристик при проектировании комплекса и оптимизации тактич. решений при планировании боевой операции. При оптимизации тактических решений технические характеристики средств сторон обычно принимают фиксированными, и за обе стороны осуществляют выбор рациональных тактик. **Б. э.** выступает здесь в роли платёжной функции в игровой задаче. При выборе рационального технического облика комплекса используют оценки **Б. э.**, полученные в предположении, что тактики обеих сторон оптимальны. Оценки эффективности используют для принятия решений наряду с оценками затрат на разработку, производство и эксплуатацию комплекса.

*А. С. Исаев.*

**боевой вертолёт** — вертолёт, предназначенный для поражения наземных и воздушных целей с помощью различного оружия, а также для прикрытия и сопровождения военно-транспортных и многоцелевых вертолётов. Комплекс вооружения **Б. в.** может включать противотанковые управляемые ракеты, неуправляемые авиационные ракеты, пушки, пулемёты, гранатомёты, авиабомбы. Возможна установка на **Б. в.** управляемых ракет класса «воздух — воздух». Основное средство поражения танков — противотанковая управляемая ракет с кумулятивной боевой частью (дальность около 4000 м, вероятность поражения близка к 0,8). **Б. в.** может поражать цель, не входя в зону действия противовоздушной оборон противника, из-за укрытия (используя кратковременные выходы из-за складок местности или целеуказание). Для снижения уязвимости **Б. в.** стремятся уменьшить эффективную отражающую площадь несущего винта и фюзеляжа, а также инфракрасное излучение двигателя, применяют аппаратуру пассивного радиопротиводействия радиолокационным станциям противника и активных помех ракетам с инфракрасными головками самонаведения. Для защиты экипажа **Б. в.** и некоторых жизненно важных агрегатов используется броня.

**боевой разворот** — *фигура пилотажа*: энергичный набор высоты с одновременным разворотом летательного аппарата на заданный угол (см. рис.).

Выполняется классически (сначала крен увеличивается, а затем уменьшается до нуля) или по методу косой петли (с выводом летательного аппарата горизонтальный полет в середине петли), первый способ обеспечивает наибольший набор высоты, второй — минимальное время **Б. р.** В учебных целях **Б. р.** осуществляют с разворотом на  $180\{\{\circ\}\}$ .

### Классический боевой разворот

**боевой самолёт** — самолёт, предназначенный для выполнения боевых задач: воздействия на объекты противника авиационными средствами поражения, ведения воздушной разведки,

выброски воздушных десантов и доставки материальных средств войскам, действующим в тылу противника. Компоновка (внешняя схема, размещение агрегатов и грузов), оборудование, вооружение и тактико-технические характеристики выбираются в соответствии с конкретным назначением **Б. с.** Подразделяются на истребители, *ударные самолёты*, разведчики (см. *Разведывательный летательный аппарат*) военно-транспортные самолёты (см. *Военно-транспортный летательный аппарат*).

**боекомплект** — количество боеприпасов, приходящееся на единицу оружия (пулемёт, пушку, гранатомёт и т. п.) или на боевой самолёт (вертолёт). **Б.** для различных боевых летательных аппаратов устанавливается исходя из назначения и боевых свойств оружия, решаемых задач и возможностей летательного аппарата. Например, пулемёт УБ имел **Б.**, состоящий из патронов с бронебойно-зажигательными, бронебойно-зажигательно-трассирующими и разрывными пулями, пушка *ШВАК* — патроны с осколочными, трассирующими, бронебойно-зажигательными и осколочно-зажигательными снарядами.

**боеприпасы авиационные** — составная часть вооружения летательного аппарата, предназначенная для уничтожения или вывода из строя воздушных, наземных, подземных и морской целей противника разрушающим действием удара и огня. Различают **Б.** основного и вспомогательного (специального) назначения. К основному **Б.** относятся разовые бомбовые кассеты, бомбовые связки, патроны авиационных пулемётов и пушек, авиационные неуправляемые и управляемые ракеты, мины, торпеды, гранаты.

**Разовые бомбовые кассеты** — тонкостенные авиабомбы, снаряжённые авиационными противотанковыми и другие минами и мелкими осколочными, противотанковыми, зажигательным и другие бомбами массой от 0,2 до 15 кг. В одной кассете может быть до 100 и более бомб (мин), которые разбрасываются в воздухе.

**Бомбовые связки** — устройства, в которых несколько авиационных бомб массой 25—100 кг связаны специальными приспособлениями в одну подвеску. Разъединение бомб происходит в момент сбрасывания с самолёта или в воздухе.

**Патроны для пулемётов и пушек** различают по типу пуль и снарядов, которые бывают одинарного (осколочные, фугасные, бронебойные, зажигательные, трассирующие), двойного (осколочно-фугасные и др.) и тройного (осколочно-фугасно-зажигательные и др.) действия. Наиболее распространены калибры авиационных пуль 7,62 и 12,7 мм, снарядов — 20, 23, 30 и 37 мм. Масса снарядов колеблется от 100 до 1000 г и более.

**Неуправляемые ракеты** — снаряды, состоящие из боевой части (фугасной, осколочно-фугасной, кумулятивной, ядерной), ракетного двигателя (порохового, жидкостного) и взрывателя (ударного или неконтактного действия). Масса ракеты от нескольких до сотен кг.

**Управляемые ракеты** — беспилотные летательные аппараты с ракетным двигателем или воздушно-реактивным двигателем, снабжённые обычной или ядерной боевой частью и системой управления для автоматического наведения на цель или полёта по заданной траектории. Масса ракет класса «воздух — поверхность» от сотен до несколько тысяч кг; дальность полёта от 10 до 1000 и более км. Ракеты класса «воздух — воздух» имеют массу 50—200 кг, дальность полёта-пуска более 100 км.

**Мины** (противотанковые, противопехотные, морские и другие) — устройства, состоящие из боевой части, взрывателя и дополнит, приспособлений; предназначены для постановки с воздуха минных заграждений на суше и море.

Эффективность боевых действий авиации в значит, мере определяется эффективностью поражающего действия **Б.** у цели. Новые типы **Б.** во многом определяют требования к другим элементам системы авиационного вооружения и тактическим формам боевого использования авиации.

Вспомогательные **Б.** обеспечивают возможность решения задач, связанных с тренировкой лётного состава (стрельба, бомбометание, самолётовождение), а также ряда специальных задач, решаемых авиацией в интересах сухопутных войск и кораблей военно-морского флота. Они подразделяются на практические (учебные), осветительные (светящие), фотографические, ориентирно-сигнальные, имитационные, помеховые (противорадиолокационные и противоионосферные) и др.

*Е. А. Федосов.*

**Боинг** (Boeing) Уильям Эдуард (1881—1956) — американский авиаконструктор и промышленник. Учился в Йельском университете (1899—1902), позже изучал лесопромышленное дело. Окончил лётную школу (1915), строил самолёты собственной конструкции. В 1916 основал фирму «Пасифик аэро продактс» (Pacific Aero Products), сменившую через несколько месяцев название на «Боинг эрплайн» (Boeing Airplane Co.) и выпускавшую до 1927 в основном военные самолёты (истребители, торпедоносцы, разведчики), а также почтовые самолёты. Организовал почтовые авиаперевозки, в 1926 создал свою авиатранспортную компанию. В 1928 **Б.** стал председателем совета директоров образованной им корпорации «Юнайтед эркрафт энд транспорт» (United Aircraft and Transport Corp.), объединившей ряд самолёто- и моторостроительных фирм и авиатранспортных компаний и ставшей одним из крупнейших авиационных предприятий мира. К началу 30-х гг. на заводах **Б.** было разработано свыше 45 типов военных и гражданских самолетов. В 1934 корпорация была расформирована, и **Б.** покинул собственную фирму, но во Вторую мировую войну работал там в качестве консультанта. После 1945 **Б.** — директор банка в Сиэтле (штат Вашингтон). Награждён медалью Гуггенхайма (1934). Имя **Б.** носит современная фирма «Боинг» — крупный производитель военных и гражданских самолётов и вертолёт, ракетно-космической техники.

Портрет см. на стр. 114.

**У. Э. Боинг.**

**«Боинг»** (Boeing Co.) — одна из крупнейших фирм авиаракетно-космической промышленности США. Ведёт начало от основанной в 1916 *У. Боингом* фирмы «Боинг эрплайн» (Boeing Airplane Co.) современное название с 1961. Имеет отделения гражданских самолётов, военных самолётов, аэрокосмическое, вертолётное («Боинг геликоптер»), филиал в Канаде «Боинг оф Канада» (Boeing of Canada), включивший купленную в 1986 фирму «*Де Хэвилленд оф Канада*». В годы Первой мировой войны фирма «**Б.**» выпускала учебные самолёты, бомбардировщики, почтовые самолёты, разведчики, торпедоносцы, истребители, в том числе бипланы РW-9, Р-12, моноплан Р-26. В 1930 создан скоростной почтовый самолёт с убирающимся шасси «Мономейл» и на его основе в 1931 опытный бомбардировщик В-9, в 1933 — цельнометаллический пассажирский самолёт Боинг 247 (рис. в табл. XV), в 1936 начато производство учебного самолёта «Кадет» (выпущено свыше 10 тысяч), в 1938 построены самолёт Боинг 307 с герметической пассажирской кабиной (рис. в табл. XV) и летающая лодка Боинг 314 на 74 пассажира. К известным самолётам фирмы относятся стратегические бомбардировщики В-17 «Флайинг фортресс» — «Летающая крепость» (первый полёт в 1935, построено 12731, широко применялись во Второй мировой войне, см. рис. в табл. XX), В-29 «Суперфортресс» (1942, построено 3970, с этих самолётов были сброшены первые атомные бомбы на японские города Хиросима и Нагасаки, см. рис. в табл. XXI), В-50 (1947). С декабря 1941 по август 1945 фирма выпустила 16149 военных самолётов. На основе В-29 созданы военно-транспортный самолёт С-97 (1944), пассажирский самолёт «Стратокрузер» и заправщик КС-97. Большими сериями выпускались реактивные стратегические бомбардировщики В-47 «Стратоджет» с шестью турбореактивными двигателями (1947, свыше 2 тысяч) и В-52 «Стратофортресс» (1952, см. рис. в табл. XXXI). Фирма является крупнейшим в мире производителем реактивных транспортных самолётов. Первым в США реактивным пассажирским самолётом был Боинг 707 (1954, в эксплуатации с 1958, к 1990 построено около 1000 с учётом усовершенствованных и военных вариантов, см. рис. в табл.

XXXII); на его основе создан заправщик КС-135 (рис. 1). Затем началось производство самолётов

Боинг 727 (1963, выпускался до 1984, построено 1832, см. рис. в табл. XXXIII).

Широкое распространение получили пассажирские самолёты Боинг 737 (1967, см. рис. в табл. XXXV), Боинг 747 (1969, первый американский широкофюзеляжный самолёт, см. рис. в табл. XXXV), Боинг 757 (1982) и Боинг 767 (1981, см. рис. в табл. XXXVIII), к 1 сентября 1991 выпущено 2106, 868, 388 и 386 соответственно, общее число выпущенных реактивных самолётов составило около 6500. На основе гражданских моделей созданы военные самолёты: Е-3 «Сентри» (носитель системы дальнего радиолокационного обнаружения, см. рис. в табл. XXXVII), Е-4 (воздушный командный пост), Е-6 (для дальней радиосвязи с подводными лодками), Е-8 (носитель радиолокационной системы обнаружения и управления). В 1976 построен опытный военно-транспортный самолёт короткого взлёта и посадки YC-14. На фирме разработана крылатая ракета воздушного базирования AGM-86В, широко известны многоцелевые и транспортные вертолёты двухвинтовой продольной схемы «Чинук», «Си найт» и другие (см. «Боинг вертол»). Основные программы 80-х гг.: производство пассажирских самолётов Боинг 737, 747, 757, 767 (рис. 2—5), «Дэш» 8, самолёта Е-3, крылатых ракет, модернизация самолётов В-52 и КС-135, постройка беспилотного высотного разведывательного самолёта «Кондор» (рис. 6), участие в программах стратегического бомбардировщика В-1В и В-2, истребителя ATF (YF-22), самолёт вертикального взлёта и посадки V-22 «Оспри», лёгкого вертолёта LH, межконтинентальной баллистической ракеты MX, орбитальной станции «Фридом», разработка проектов новых транспортных самолётов с турбовинтовентиляторным двигателем и турбореактивным двухконтурным двигателем. Основные данные некоторых самолётов фирмы приведены в табл. 1 и 2.

Ю. Я. Шилов.

Рис. 1. Самолёт-заправщик КС-135.

Рис. 2. Пассажирский самолёт Боинг 737-300.

Рис. 3. Пассажирский самолёт Боинг 747-400.

Рис. 4. Пассажирский самолёт Боинг 757-200.

Рис. 5. Пассажирский самолёт Боинг 767-300.

Рис. 6. Разведывательный самолёт «Кондор».

Табл. 1 — Бомбардировщики фирмы «Боинг»

Основные данные	В-17G	В-29В	В-47Е	В-52G*	В-52Н*
Первый полёт, год	1943	1942	1953	1958	1961
Число и тип двигателей	4 ПД	4 ПД	6 ТРД	8 ТРД	8 ТРД Д
Мощность двигателя, кВт	895	1640	-	-	-

Тяга двигателя, кН	-	-	26,7	61,3	75,6
Длина самолёта, м	22,7	30,18	33,48	48,03	47,5
Высота самолёта, м	5,82	9,02	8,51	12,4	12,4
Размах крыла, м	31,62	43,05	35,36	56,39	56,39
Площадь крыла, м <sup>2</sup>	131,9	161,3	132,7	371,6	371,6
Взлетная масса, т:					
нормальная	24,95	-	-	-	-
перегрузочная	29,71	62,37	93,76	221,5	227— 229
Масса пустого самолёта, т	16,39	31,4	36,63	78,6	св. 80
Бомбовая нагрузка, т: нормальная	2,72	-	-	св. 9,1	св. 9,1
перегрузочная	7,98	9,07	9,07	до 30	23
Максимальная дальность полёта, км	5200	6760	6440	12070	св. 16000
Максимальная	462	586	976	960	960

скорость полёта, км/ч					
Потолок, м	10850	9750	1234 0	1676 0	1700 0
Экипаж, чел	8—10	10	3	6	6
Вооружение: пушки	-	-	2X2 0 мм	-	1X2 0 мм
пулемёты	13X 12,7м м	11X1 2,7 мм	-	4X1 2,7 мм	-

\* Данные до начала модификации самолёта в носитель крылатых ракет

Табл. 2 — Гражданские самолёты «Боинг»

Основные данные	707- 120В	707- 320В	727- 200*	737- 200*	737- 300	737- 400	737- 500
Первый полёт, год	1960	1962	1972	1971	1984	1988	1989
Число и тип двигателей	4 ТРД	4 ТРДД	3 ТРДД	2 ТРДД	2 ТРДД	2 ТРДД	2 ТРДД
Тяга двигателя, кН	75,6	80,1	71,2	71,2	97,9	97,9	89
Длина самолета, м	44	46,6	46,7	30,53	33,4	36,4	31
Высота самолёта, м	12,8	12,9	10,4	11,3	11,1	11,1	11,1
Размах крыла, м	39,9	44,4	32,9	28,35	28,9	28,9	28,9
Площадь крыла,	226	274	153,3	102	105,4	105,4	105,4

м2							
Максимальная ширина фюзеляжа, м	3,76	3,76	3,76	3,76	3,76	3,76	3,76
Взлётная масса, т	117	148,3	95,03	53,07	56,47	62,82	52,39
Масса снаряжённого самолёта, т	54,8	62,7	46,16	27,4	31,65	34,47	30,90
Максимальное число пассажиров	174	189	189	130	149	168	132
Максимальная коммерческая нагрузка, т	21,5	23,6	18,6	15,69	16,03	17,74	15,63
Дальность полёта при максимальной коммерческой нагрузке, км	6820	9700	5371	3084	2923	3611	2519
Коммерческая нагрузка при увеличенном запасе топлива, т	14,35	12,8	16,37	10,05	8,7	13,2	5,28
Максимальная дальность полёта при увеличенном запасе топлива, км	8500	12300	6020	5269	5902	5241	6389
Крейсерская скорость полёта, км/ч	850— 900	865— 965	865— 982	865— 982	794— 908	797— 912	795- 912
Экипаж, чел	4	4—5	3	2	2	2	2

\* Усовершенствованный вариант

Продолжение табл. 2

Основные данные	747- 200B	747SP	747- 300	747- 400	757- 200	767-300
Первый полет	1970	1975	1983	1988	1982	1986

Число и тип двигателей	4 ТРДД	4 ТРДД	4 ТРДД	4 ТРДД	2 ТРДД	2 ТРДД
Тяга двигателя, кН	244	209	244	252	178	224
Длина самолета, м	70,7	56,3	70,7	70,7	47,32	54,9
Высота самолета, м	19,3	20	19,3	19,3	13,56	15,9
Размах крыла, м	59,9	59,6	59,6	64,3	38,05	47,6
Площадь крыла, м <sup>2</sup>	512	512	512	525	185,25	283,3
Максимальная ширина фюзеляжа, м	6,5	6,5	6,5	6,5	3,76	6,03
Взлетная масса, т	377,85	317,52	377,85	394,63	108,8	159,21
Масса снаряжённого самолёта, т	170,4	147,97	174,04	177,67	58,26	87,14
Максимальное число пассажиров	550	440	660	660	239	
Максимальная коммерческая нагрузка, т	68,63	38	68,63	65	26,1	
Дальность полёта при максимальной коммерческой нагрузке, км	11000	12240	10500	12700	5840	5980
Коммерческая нагрузка при увеличенном запасе топлива, т	43,11	15,76	39,12	41,97	17,2	21,14

Максимальная дальность полёта при увеличенном запасе топлива, км	13690	15150	13590	15390	8460	9965
Крейсерская скорость полёта, км/ч	896-939	905-935	907-939	907—939	850-935	850-900
Экипаж, чел	3	3	3	2	2	2

**«Боинг вертол»** (Boeing Vertol Co.) — вертолётостроительная фирма США, Основана в 1943 Ф. Пясецким под название «П-В энджиниринг форум» (P.V Engineering Forum). В 1946 получила название «Пясецкий геликоптер» (Piasecki Helicopter Corp.), в 1956 — «Вертол эркрафт» (Vertol Aircraft Corp.). В 1960 в качестве вертолётного отделения вошла в состав фирмы «Боинг», получив название «Б. в.». В 1987 переименована в «Боинг геликоптер». Специализируется на разработке и постройке многоцелевых и транспортных вертолётов двухвинтовой продольной схемы. Создала вертолёты Н-25 (первый полёт в 1947), Н-21 (1952), СН-46 «Си найт» (1958, построено 677), СН-47 «Чинук» (1961, построено около 740, см. рис. в табл. XXXIII), на его основе создан пассажирский вариант V.234. В числе программ 80-х гг. разработка совместно с фирмой «Белл» многоцелевого самолёт вертикального взлёта и посадки V-22 «Оспри» с двумя поворотными винтами, совместно с фирмой «Сикорский» — лёгкого многоцелевого вертолёта LH для армии США, опытного транспортного вертолёта (модель 360) с широким использованием композиционных материалов. Основные данные некоторых вертолётов фирмы приведены в таблице.

В. В. Беляев.

Табл. — Военно-транспортные вертолёты фирмы «Боинг вертол»

Основные данные	СН-46Е	СН-47Е
Первый полёт, год.	1977	1979
Число и тип двигателей	2 ГТД	2 ГТД
Мощность двигателя, кВт	1390	2800

Диаметр несущего винта	15,55	18,29
Число несущих винтов	2	2
Число лопастей несущего винта,	3	3
Длина вертолѐта с вращающимися винтами, м	25,7	30,18
Высота вертолѐта с вращающимися винтами, м	5,18	5,67
Сметаемая площадь, м <sup>2</sup>	2X190	2X262,6
Взлѐтная масса, т:		
нормальная	10,57	14,97
максимальная	10,9	22,68
Масса пустого	6,93	10,43

вертолѐта		
Число десантников (пассажиров)	25	44
Максимальная коммерческая нагрузка, т	3,2	5,87 (на внешней подвеске 9,39)
Крейсерская скорость полета, км/ч	270	300
Максимальная дальность полѐта, км	400	425
Статический потолок (без учета влияния земли), м	1750	1800
Экипаж, чел	2—3	2—3

**«Боинг Геликоптер»** (Boeing Helicopter Co.) — название, присвоенное в 1987 вертолѐтостроительной фирме *«Боинг вертол»*.

**Бок** — обозначение советских самолѐтов, созданных в Бюро особых конструкций и предназначенных для проведения экспериментальных исследований и рекордных полѐтов на высоту и дальность. Бюро было организовано в 1930 при Центральном аэрогидродинамическом институте, затем функционировало в других организационных рамках, а в 1941 прекратило свою деятельность. С БОК связаны отдельные периоды деятельности *В. А. Чижевского*, *Б. И. Черановского*, *Н. И. Хамова*, *А. Я. Щербакова* и других авиаконструкторов. Были построены и испытаны: экспериментальные самолѐты БОК-2 (1935) с разрезным (щелевым) крылом и БОК-5

(1937, см. рис. в табл. XIII) — «бесхвостка» с поворотной задней частью крыла для снятия в полёте нагрузки с ручки управления, высотные самолёты БОК-1 (1936) с вставной двухместной гермокабиной регенерационного типа, БОК-7 (1937) с встроенной двухместной гермокабиной, БОК-11 и БОК-15 (1940) с встроенными трёхместными гермокабинами.

**боковая управляемость летательного аппарата** — способность летательного аппарата изменять параметры *бокового движения* по команде лётчика. Количественные характеристики **Б. у.** определяют в виде отношения управляющего воздействия лётчика к реакции самолёта на это воздействие. При этом в качестве параметров, связанных с воздействием лётчика, используют усилия  $P_z$  и  $P_n$  на ручке управления (штурвале) и педалях (управление элеронами и рулём направления) и их перемещения  $X_s$ ,  $X_n$ , а реакцию самолёта на команды лётчика характеризуют скоростью крена  $\{\{\omega\}\}_x$ , скоростью рыскания  $\{\{\omega\}\}_y$ , углом скольжения  $\{\{\beta\}\}$  (боковой перегрузкой, углом рыскания  $\{\{\psi\}\}$ ).

К статическим характеристикам **Б. у.** при переходе от одного установившегося режима полёта к другому относят коэффициент расхода ручки управления (штурвала) и усилий на ней на скорость крена

$\{\{\text{формула}\}\}$

коэффициент расхода педалей и усилий на них на скорость крена

$\{\{\text{формула}\}\}$

коэффициент расхода педалей и усилий на них на скорость рыскания

$\{\{\text{формула}\}\}$

Используются и другие характеристики, основанные на сочетаниях параметров, характеризующих управляющие воздействия лётчика и реакции самолёта на эти воздействия, например коэффициент расхода ручки управления (штурвала) и усилия на ней на угол крена, коэффициент расхода педалей и усилий на них на угол крена при наличии *системы улучшения устойчивости и управляемости*. Помимо коэффициентов, определяющих **Б. у.** при «нормальных» условиях полёта, используются показатели управляемости для предельных режимов полёта, например усилие  $P_z$  на ручке управления и её перемещение  $X_s$  для создания максимальной скорости крена.

Лит.: Пашковский И. М., Устойчивость и управляемость самолета, М., 1975.

В. И. Кобзев.

**боковая устойчивость летательного аппарата** — способность летательного аппарата (в том числе летательного аппарата с системой улучшения устойчивости и управляемости — ССУ) восстанавливать без вмешательства лётчика исходный режим *бокового движения* (БД) после прекращения действия возмущения. **Б. у.** позволяет осуществлять быстрый переход на новый режим полёта и его выдерживание при приемлемых для лётчика усилиях для отклонения *органов управления*. Аэродинамически **Б. у.** может быть обеспечена в том случае, если при отклонении параметров БД от заданных аэродинамические моменты крена и рыскания меняются таким образом, чтобы парировать действие возмущающих моментов (см. *Аэродинамическое демпфирование. Статическая устойчивость*). **Б. у.** может быть оценена при анализе уравнений БД; её количественной характеристикой является *степень устойчивости*. Необходимыми, но недостаточными условиями **Б. у.** являются: степень поперечной статической устойчивости  $\{\{\text{формула}\}\}$ , степень поперечной статической устойчивости  $\{\{\text{формула}\}\}$  и  $\{\{\text{формула}\}\}$  — коэффициент, характеризующий **Б. у.** летательного аппарата в его взаимосвязанном движении по крену и рысканию при фиксированных органах управления.

Полная оценка **Б. у.** может быть получена из анализа корней линеаризованного *характеристического уравнения* БД. При отсутствии СУУ это уравнение, как правило, имеет два

вещественных (большой и малый) и два комплексно-сопряжённых корня. Большой действительный корень определяет быстрое движение летательного аппарата по крену, а малый соответствует спиральному движению (см. *Спиральная устойчивость*). Пара комплексно-сопряжённых корней определяет колебательное БД летательного аппарата. Для Б. у. летательного аппарата необходимо, чтобы корни характеристического уравнения БД были отрицательными.

В качестве количественных показателей Б. у. летательных аппаратов используются также характеристики *затухания колебаний* БД (период свободных боковых колебаний, время затухания колебаний до 5% начальной амплитуды), отношение  $x$  амплитуд скоростей крена и рыскания при кратковременном отклонении руля направления:  $x = \frac{\{\{\omega\}\}_{x\max}}{\{\{\omega\}\}_{y\max}}$ , значения постоянной времени крена  $T_{кр}$ , постоянной времени спирального движения.

Для обеспечения Б. у. и предотвращения расходящихся колебаний, возбуждаемых лётчиком при решении задач точной стабилизации самолёта по крену, наряду с перечисленными показателями необходим учёт характеристик трактов системы управления. Такой учёт сводится к требованию обеспечения запаса устойчивости разомкнутой системы самолёт — лётчик по фазе  $\{\{\Delta\phi\}\} = (30 - 50)\{\{\circ\}\}$  на частоте среза и заданию допустимого уровня неравномерности логарифмической амплитудной *частотной характеристики*  $\{\{\Delta\}\}A = (2-3)$  дБ замкнутой системы самолёт — лётчик в рабочей полосе частот.

*Лит.:* Пашковский И. М., Устойчивость и управляемость самолета, М., 1975; Бюшгенс Г. С., Студнев Р. В., Аэродинамика самолета. Динамика продольного и бокового движения, М., 1979.

В. Н. Кобзев.

**боковое движение** летательного аппарата. В отличие от *продольного движения*, движение летательного аппарата, при котором плоскость его симметрии отклоняется или (и) смещается от первоначально заданной вертикальной плоскости, называется пространственным. При этом та часть *полных уравнений движения*, которая описывает изменение *углов скольжения и крена*  $\{\{\beta\}\}$  и  $\{\{\gamma\}\}$  скоростей крена и *рыскания*  $\{\{\omega_x\}\}$  и  $\{\{\omega_y\}\}$ , определяет боковое движение. При наличии Б. д. всегда возбуждается и продольное движение (изменяются *угол атаки*  $\{\{\alpha\}\}$ , *скорость тангажа*  $\{\{\omega_z\}\}$ ), в то время как продольное движение летательного аппарата, имеющее плоскость симметрии, может происходить без возникновения Б. д. Однако при умеренном развитии Б. д. можно считать, что оно не влияет на продольное, и рассматривать оба движения независимо (такое разделение неприемлемо при анализе некоторых специальных режимов пространственного движения летательного аппарата, например, *крутого виража, инерционного вращения, сваливания, штопора*).

В большинстве случаев под Б. д. понимается боковое *возмущённое движение*. Считается, что в невозмущённом. движении углы  $\{\{\beta\}\}$  и  $\{\{\gamma\}\}$ , угловые скорости  $\{\{\omega\}\}_x$  и  $\{\{\omega\}\}_y$ , моменты крена и рыскания  $M_x$  и  $M_y$ , аэродинамическая боковая сила  $Z_a$  (см. *Аэродинамические силы и моменты*) равны нулю, а в возмущённом. движении указанные параметры малы. Если при этом принять, что параметры продольного движения соответствуют режиму установившегося горизонтального полёта (угол наклона траектории  $\{\{\Theta\}\}$  и угловая скорость  $\omega_z$  равны нулю, скорость  $V$  постоянна, аэродинамическая подъёмная сила  $\{\{Y_a\}\}$  равна  $mg$  — весу летательного аппарата, где  $m$  — масса летательного аппарата,  $g$  — ускорение свободного падения, угол тангажа  $\{\{v\}\}$  равен углу атаки  $\{\{\alpha\}\}$ ), то уравнения возмущения Б. д. приобретают вид

$\{\{\text{формула}\}\}$

$$\{\{\gamma\}\}_a = \{\{\gamma\}\}$$

где  $P$  — тяга двигателя,  $l$  — боковое смещение летательного аппарата,  $I_x$ ,  $I_y$  — главные моменты инерции летательного аппарата,  $\{\{\gamma\}\}_a$  — скоростной угол крена,  $\{\{\psi\}\}$  — угол рыскания,  $\{\{\psi\}\}_a$  — скоростной угол рыскания. Дифференцируя выражение для угла скольжения  $\{\{\beta\}\}$ , можно получить уравнение

{{формула}}

и решать его совместно с уравнением

{{формула}}

и линеаризованными уравнениями для моментов

{{формула}}

Здесь  $\{\delta\}_n$  и  $\{\delta\}_s$  — углы отклонения руля направления и элеронов,  $Z$ ,  $M$  — частные производные аэродинамических сил и моментов по величинам, указанным в верхнем индексе. Исследование решений этой системы линейных дифференциальных уравнений с постоянным коэффициентом при  $\{\delta\}_n = \{\delta\}_s = 0$  позволяет определить боковую устойчивость летательного аппарата, исследование решений при  $\{\delta\}_n = \{\delta\}_n(t)$ ,  $\{\delta\}_s = \{\delta\}_s(t)$  — оценить характеристики его боковой управляемости. При исследовании характеристик автоматических систем управления  $\{\delta\}_n$  и  $\{\delta\}_s$  задаются в соответствии с выбранными законами управления, например, как функции параметров  $\{\beta\}$ ,  $\{\gamma\}$ ,  $\{\omega\}_x$ ,  $\{\omega\}_y$ ,  $l$ ,  $\{\psi\}$ , и боковой перегрузки.

При наличии возмущений в правых частях уравнений появляются дополнительные слагаемые, пропорциональные этим возмущениям (например, боковому ветру).

*В. А. Ярошевский.*

**болезнь движения** (морская болезнь, воздушная болезнь, транспортная болезнь, укачивание) — особое состояние организма, которое может возникнуть при передвижении человека на современных видах транспорта (в том числе в летательных аппаратах, на морских и речных судах, в поездах, автомобилях и др.). **Б. д.** возникает в результате непривычного для человека сочетания действия вестибулярных (линейных и угловых ускорений), зрительных (оптокинетических) и других сенсорных раздражений. **Б. д.** проявляется в явной и скрытой формах. При явной форме характерны сенсорные нарушения (головокружения) и соматические (например, изменение тонуса глазодвигательных мышц, мышц туловища и конечностей, что приводит к нарушению равновесия). Характерные признаки **Б. д.**: бледность кожных покровов, слюно- и потоотделение, снижение сосудистого тонуса, тошнота, рвота. При скрытой форме **Б. д.** симптомы проявляются слабо. Факторы, предрасполагающие к развитию **Б. д.** в полёте: повышенная температура окружающего воздуха, снижение парциального давления кислорода во вдыхаемом воздухе, слабый тип нервной деятельности, отклонения в функциях сердечно-сосудистой системы, вегетативной нервной системы, утомление, эмоциональное напряжение, интоксикация. Выделяют четыре клинические формы **Б. д.**: нервную, сердечно-сосудистую, желудочно-кишечную и смешанную. Повышению вестибулярной устойчивости способствуют вестибулярные тренировки. Для предупреждения **Б. д.** рекомендуются фармакологические средства, витаминный комплекс, аэровит, питаф, принимаемые за 1,5—2 ч до полёта.

*Лит.:* Воячек В. И. Военная отоларингология, 3 изд М., 1946; Козаров В. Г., Клиническая вестибулометрия, Киев, 1988.

*Э. В. Лапаев.*

**болтанка** — возмущённое движение летательного аппарата с достаточно большой частотой (доли Гц для тяжёлых самолётов и до 1 Гц для лёгких) под действием *атмосферной турбулентности* (АТ). АТ вызывает перемещения центра масс летательного аппарата в пространстве и угловые колебания вокруг центра масс. Параметрами, характеризующими движение летательного аппарата во время **Б.**, являются *угол атаки* и *угол скольжения*, а также нормальная и боковая *перегрузки* летательного аппарата. **Б.** — *расчётный случай* для определения прочности и ресурса конструкции, кроме того, длительное действие **Б.** снижает работоспособность экипажа и уменьшает комфорт пассажиров. В связи с этим расширяется применение автоматических систем (*активных систем управления*), снижающих воздействие АТ на летательный аппарат. Обычно **Б.** наблюдается при наличии

мощных восходящих потоков, при прохождении грозовых и термальных фронтов, при сильных ветрах в гористой местности. Наиболее часто **Б.** встречается на малых высотах.

В соответствии с возникающими при **Б.** приращениями  $\{\{\Delta n_y\}\}$ , нормальной перегрузки различают **Б.** слабую ( $|\{\{\Delta\}\}n_y| < = 0,1$ ), умеренную ( $0,1 < |\{\{\Delta\}\}n_y| < = 0,3$ ) и сильную ( $|\{\{\Delta\}\}n_y| > > 0,3$ ).

В научной литературе вместо термина «**Б.**» используется термин «атмосферное возмущение».

*Лит.:* Доброленский Ю. П., Динамика полета в неспокойной атмосфере, М., 1969.

*А. Г. Обрубов.*

**Болховитинов** Виктор Фёдорович (1899—1970) — советский авиаконструктор и учёный в области самолётостроения, доктор технических наук (1947), генерал-майор-инженер, (1943). Окончил Военно-воздушную академию Рабоче-крестьянской Красной Армии имени профессора Н. Е. Жуковского (1926; ныне Военно-воздушная инженерная академия имени профессора Н. Е. Жуковского) и остался работать там же. В 1937—1945 главный конструктор опытного конструкторского бюро. Под руководством **Б.** созданы тяжёлый бомбардировщик ДБ-А, опытные скоростной ближний бомбардировщик с соосными винтами и истребитель *БИ* с жидкостно-ракетным двигателем. С 1946 на преподавательской работе в Военно-воздушной инженерной академии имени профессора Н. Е. Жуковского (с 1949 профессор). Награждён 2 орденами Ленина, 2 орденами Красного Знамени, орденами Трудового Красного Знамени, Красной Звезды, медалями.

*Соч.:* Пути развития летательных аппаратов, М., 1962.

**В. Ф. Болховитинов.**

**Больцмана уравнение** кинетическое [по имени австрийского физика Л. Больцмана (L. Boltzmann); 1844—1906] — интегро-дифференциальное уравнение для функции распределения  $f(v, r, t)$  молекул газа по скорости  $v$  и координатам — радиус-вектору  $r$  (в зависимости от времени  $t$ ). описывающее неравновесные процессы в неплотных газах. Функция  $f$  определяет среднее число молекул со скоростями в малом интервале от  $v$  до  $v + dv$  и координатами в малом интервале от  $r$  до  $r + dr$  в момент времени  $t$ . В отсутствие внешних сил (обычно не учитываемых в аэродинамике) **Б. у.** имеет вид

$\{\{\text{формула}\}\}$

Здесь  $f' = f(v', r, t)$ ,  $f'_1 = f(v'_1, r, t)$ ,  $f_1 = f(v_1, r, t)$ ;  $v$ ,  $v_1$  и  $v'$ ,  $v'_1$  — скорости молекул до и после столкновения соответственно;  $b$ ,  $e$  — полярные координаты в плоскости, перпендикулярной вектору относительной скорости  $\mathbf{V} = v_1 - v$  (начало координат в центре  $v$ -частицы). Значения скоростей  $v$ ,  $v_1$ , и  $v'$ ,  $v'_1$  связаны классическими законами парных столкновений частиц со сферически симметричным потенциалом взаимодействия.

Левая часть уравнения описывает изменение  $f(v, r, t)$  со временем и вследствие перемещения молекул в пространстве, правая — из-за столкновений молекул между собой. **Б. у.** допускает обобщения на случаи многоатомных и многокомпонентных газов — в этих случаях **Б. у.** заменяется системой соответствующих кинетических уравнений.

**Б. у.** является основным уравнением разреженных газов динамики и применяется для аэродинамического расчёта летательных аппаратов на больших высотах полёта, Трудности его решения обусловлены многомерностью функции  $f(v, r, t)$ , зависящей от семи скалярных переменных, и сложным видом правой части уравнения.

*Лит.:* см. при ст. *Кинетическая теория газов.*

*В. С. Галкин.*

**бомба авиационная** — см. *Авиационная бомба*.

**бомбардировщик** — боевой самолёт, предназначенный для поражения *авиационными бомбами* (торпедами) наземных (подземных) или надводных (подводных) целей; является основной ударной силой военно-воздушных сил. **Б.** может нести бомбы различных калибров (как обычные, так и ядерные) внутри фюзеляжа в бомбовых отсеках и на наружных подвесках под крылом и фюзеляжем, а также управляемые ракеты класса «воздух—поверхность».

Аэродинамическая схема современного **Б.** — моноплан со свободно несущим крылом трапецевидной формы для дозвуков самолётов, стреловидной — для околозвуковых, стреловидной или треугольной — для сверхзвуковых. Находят применение схемы «летающее крыло». Для **Б.** характерно высокое аэродинамическое качество, необходимое для достижения большой дальности полёта.

К особенностям конструкции **Б.** относятся: наличие в фюзеляже больших отсеков, в которых устанавливаются *держатели бомбардировочного вооружения*, поворотные платформы или другие устройства для крепления и запуска ракет; большой объём баков, баков-отсеков для размещения топлива, масса которого составляет 40—60% взлётной массы самолёта; значительные по размерам герметичные кабины для размещения экипажа, состоящего из 4—10 человек (первый и второй пилоты, штурман, операторы, стрелки, борттехники или бортинженеры); применение радиопоглощающих материалов для уменьшения радиолокационной контрастности самолёта и снижения дальности его обнаружения радиолокационными системами ПВО; наличие систем, обеспечивающих возможность пополнения запасов топлива в полете с самолёта-заправщика; многодвигательные силовые установки. Бомбардировочное и ракетное вооружение, лётно-тактические данные, бортовые комплексы оборонительного вооружения, навигационного и радиоэлектронного оборудования **Б.** обеспечивают преодоление системы противовоздушной оборон противника при полете к цели, точный выход на цель и поражение цели бомбами или ракетами при любых метеорологических условиях, в любое время года и суток.

При полёте к цели **Б.** использует высоты от предельно малых (менее 200 м) до стратосферных (более 12 км), скорости полёта от дозвуковых до вдвое (и более) превышающих скорость звука, а также маршруты, удалённые от активных зон противовоздушной обороны. Система самозащиты **Б.** включает: средства автоматизированного противодействия радиолокационной станции управления управляемыми ракетами классов «поверхность — воздух» и «воздух — воздух», системам управления огнём зенитной артиллерии и радиолокационных станций систем дальнего обнаружения и наведения; инфракрасные ловушки, отвлекающие на себя управляем ракеты классов «поверхность — воздух» и «воздух — воздух» с инфракрасными системами самонаведения; автоматы сброса дипольных отражателей для создания пассивных помех радиолокационным станциям наведения; системы оповещения экипажа об угрозе из задней и боковых полусфер; бортовое стрелково-пушечное вооружение, а также систему защиты от поражающих факторов ядерного оружия.

Выдерживание заданного (запрограммированного) маршрута полёта, точный выход на цель (или в район пуска ракет), обнаружение цели, прицеливание и бомбометание (или запуск ракет и их наведение на цель) осуществляются бортовыми комплексами специального и радиоэлектронного оборудования, включающего одну или несколько бортовых электронно-вычислительных машин. Тот же комплекс оборудования обеспечивает возвращение на аэродром и посадку.

**Б.** делятся на тактические (фронтовые) и стратегические (дальние и межконтинентальные) . Фронтовые **Б.** поражают цели в оперативно-тактической глубине фронта, обычно за пределами досягаемости *истребителей-бомбардировщиков*, стратегические — в пределах одного или несколько театров военных действий. Для увеличения дальности полёта стратегические **Б.** используют одно- или многоразовую заправку топливом в полёте. Межконтинентальные **Б.** могут поражать цели практически в любой точке земного шара. Для поражения целей с пикирования предназначается пикирующий бомбардировщик.

**Историческая справка.** Б. как тип боевого самолёта сформировался в период Первой мировой войны. Первым Б. был самолёт «Илья Муромец», созданный в 1913. Бомбы подвешивались как внутри, вертикально вдоль бортов фюзеляжа, так и снаружи. Для сброса бомб был создан специальный электросбрасыватель (1916). Оборонительное вооружение состояло из восьми пулемётов. Позднее Б. были созданы также в других странах: Кодрон G.4, Бреге Bre 14, Вуазен VIII во Франции, Де Хэвилленд D.H.4, Хэндли Пейдж 0/400 в Великобритании, Гота G-5 в Германии, Капрони Са.30 и Са.42 в Италии и др.

В период Второй мировой войны Б. являлись основной ударной силой военно-воздушных сил воюющих стран. Наиболее известными в СССР были фронтовые Б. Пе-2, Ту-2 дальние — Ил-4 и Пе-8; в Германии — Юнкерс Ju-88; в Великобритании — Хэндли Пейдж «Галифакс» и Авро «Ланкастер»; в США — Конвэр В-24 «Либерейтор», Норт Американ В-25 «Митчелл», Боинг В-17 и В-29.

С появлением ядерного оружия происходило интенсивное развитие Б. как его носителя. На Б. нашли применение газотурбинные двигатели (турбовинтовые двигатели и турбореактивные двигатели). Скорости и дальности полётов возросли. В 50—80-х гг. бомбардировочная авиация включала: Ил-28, Ту-16, Ту-95, М-4, ЗМ, Ту-22, Ту-22М, Су-24, Ту-160 (СССР), Боинг В-47 и В-52, Конвэр В-58, Джeneral дайнемикс FB-111, Рокуэлл В-1В (США), Инглиш электрик «Канберра», Виккерс «Вэлиант», Авро «Вулкан», Хэндли Пейдж «Виктор» (Великобритания), Дассо «Мираж» IV (Франция).

*В. И. Жулёв.*

**бомбометание** — прицельное сбрасывание с летательных аппаратов *авиационных бомб* (торпед) для поражения наземных (подземных) и надводных (подводных) целей. Теория Б. базируется на *баллистике*, теории прицелов, теории проникновения боеприпасов в сплошные среды, теории эффективности, метеорологии и других науках. В зависимости от типа летательного аппарата, его прицельной системы (см. *Прицел, Прицельно-навигационная система*), характера цели, тактической обстановки, погодных условий, времени суток и пр. Б. может производиться с горизонтального полёта, *пикирования* или *кабрирования* (см. рис.). Б. с горизонтального полёта может выполняться с больших, средних или малых высот. В последнем случае по условиям безопасности носителя должны применяться авиабомбы с аэродинамическими тормозными устройствами (парашютом, щитками) или обычные с большим временем замедления действия взрывателя для обеспечения необходимой дистанции отставания авиабомбы от носителя. Б. с пикирования обладает повышенной точностью, но требует запаса высоты для обеспечения выхода самолёта из пикирующего полёта и безопасности носителя при действии осколков боеприпасов. При Б. с кабрирования, которое выполняется обычно со средних и малых высот, траектория авиабомбы получается навесной с увеличенным отномом, Это позволяет скрытно, без обнаружения средствами противовоздушной обороны противника поражать цель с малой высоты. После обнаружения цели и преодоления системы противовоздушной оборон с помощью маневрирования, применения помех и пр. экипаж летательного аппарата выполняет боковую и продольную наводку и сбрасывает бомбы. В зависимости от количества и порядка (временного интервала) сброшенных в одном заходе на цель авиабомб Б. может быть одиночным, серийным, серийно-залповым или залповым. При одном летательном аппарате или группе летательных аппаратов оно соответственно называется индивидуальным или групповым.

*Лит.:* Боевая авиационная техника. Авиационное вооружение, М., 1987.

*Ю. Л. Карпов.*

Бомбометание: *a* — с горизонтального полёта; *б* — с пикирования; *с* — с кабрирования; *A* — относ;  $\{\{\Delta\}\}$  — отставание; *H, V* — высота и скорость полёта;  $\{\{\theta\}\}$  — угол пикирования (кабрирования);  $\{\{\varphi\}\}$  — угол прицеливания; *L* — наклонная дальность до цели.

**Бондаренко** Михаил Захарович (1913—1947) — советский лётчик, майор, дважды Герой Советского Союза (1942, 1943). Окончил Качинскую военную авиационную школу лётчиков имени А. Ф. Мясникова (1939), Военно-воздушную академию (1946; ныне имени Ю. А. Гагарина). Участник советско-финляндской и Великой Отечественной войн. В ходе войны был командиром звена, эскадрильи, штурманом и инструктором по технике пилотирования штурмового авиаполка. Совершил свыше 230 боевых вылетов. Награждён 2 орденами Ленина, 2 орденами Красного Знамени, медалями. Бронзовый бюст в селе Богдановка Яготинского района Киевской области

*Лит.:* Гаврюк П., Бессмертные подвиги войны, в кн.: Боевые звезды киевлян, 2 изд., Киев, 1977.

### М. З. Бондаренко.

**Бондарюк** Михаил Макарович (1908—1969) — советский конструктор авиационных двигателей, доктор технических наук (1960). Окончил Московский авиационный институт (1930). Работал в научно-исследовательском институте Гражданского воздушного флота. В 1944 создал и испытал первый образец прямоточного воздушно-реактивного двигателя. В 1944—1969 главный конструктор; двигатели, созданные под руководством Б., внедрены в промышленное производство. Преподавал в Московском авиационном институте (с 1955 профессор). Автор трудов и учебников по прямоточным воздушно-реактивным двигателям. Награждён орденами Красного Знамени, Трудового Красного Знамени, 2 орденами Красной Звезды, медалями.

### М. М. Бондарюк.

**Борзов** Иван Иванович (1915—1974) — советский военачальник, маршал авиации (1972), Герой Советского Союза (1944). В Советской Армии с 1935. Окончил Ейское военно-морское авиационное училище (1936), Военно-морскую академию (1948). Участник советско-финляндской и Великой Отечественной войн. В ходе войны совершил 147 боевых вылетов, потопил военный корабль и 5 транспортных кораблей противника, Заместитель Командующего (1958—1962), командующий (1962—1974) авиацией военно-морского флота. Награждён 2 орденами Ленина, 6 орденами Красного Знамени, орденами Ушакова 2-й степени, Отечественной войны 2-й степени, 2 орденами Красной Звезды, медалями.

### И. И. Борзов.

**Боровков** Алексей Андреевич (1903—1945) — советский авиаконструктор. После окончания авиационного факультета Ленинградского института путей сообщения (1930) работал инженером-конструктором, начальником СКБ на авиационных заводах, главным конструктором (1938). В 1934—1935 вместе с Л. П. Коротковым разработал проект убирающегося шасси истребителя И-16, принятого для серийного производства. Совместно с И. Ф. Флоровым разработал учебно-тренировочные истребители УТИ-1, -2, -3, -4, а также манёвренный истребитель-биплан И-207. В опытном конструкторском бюро В. Ф. Болховитинова принимал участие в создании первого советского реактивного истребителя. Погиб в авиационной катастрофе. Награждён орденом Красной Звезды.

**Боровых** Андрей Егорович (1921—1989) — советский лётчик, генерал-полковник авиации (1968), заслуженный военный лётчик СССР (1966), дважды Герой Советского Союза (1943, 1945). В Советской Армии с 1940. Окончил Чугуевскую военную авиационную школу пилотов (1941), Военно-воздушную академию (1951; ныне имени Ю. А. Гагарина), Высшую военную академию (1957). Участник Великой Отечественной войны. Совершил 470 боевых вылетов, сбил 32 самолёта и 14 в составе группы. В 1969—1977 был командующим авиацией противовоздушной обороны. Депутат Верховного Совета СССР в 1946—1950. Награждён 2 орденами Ленина, орденом Отечественной войны 1-й степени, 5 орденами Красного Знамени, орденом Александра Невского, 3 орденами Красной Звезды, орденом «За службу Родине в Вооружённых Силах СССР» 3-й степени, медалями, а также иностранными орденами, Бронзовый бюст в г. Курске.

*Лит.:* Синицын А., Юность, закаленная в боях, в кн.: Люди бессмертного подвига, 4 изд., кн. I, М.,

1975.

**А. Е. Боровых.**

**боросодержащее топливо** — вещества, имеющие в своём составе бор и его соединения, способные к большому тепловыделению при взаимодействии с окислителями. К соединениям бора относятся бориды легких металлов, гидриды бора (ди-, пента- и декабораны), их органические производные (алкилпентабораны, алкилдекабораны, карбораны) и борогидриды лёгких металлов (лития, бериллия и алюминия). Теплота сгорания бора в кислороде, отнесённая к 1 кг металла, в 1,87 раза больше теплоты сгорания топлива *авиационного Т-1*; теплота сгорания бора в пересчёте на 1 л бора в 3,8 раза больше теплоты сгорания 1 л керосина. По энергоёмкости указанные выше соединения бора также значительно превосходят углеводородное горючее. Бор и его соединения рассматриваются как возможные высокоэффективные горючие компоненты топлив для ракетных двигателей и воздушно-реактивных двигателей. Гидриды бора и их органические производные обладают высокими скоростями горения, изменяющимися в широких пределах при изменении соотношения их с воздухом и давления в камере сгорания,

Алкилбораты, карбораны, бор и бориды обладают удовлетворительными эксплуатационными свойствами (малой токсичностью, высокой стабильностью и др.) и могут быть использованы в виде индивидуальных соединений, их смесей и суспензий в углеводородах и другие горючих.

Химической особенностью бора и его гидридов как горючих является их способность образовывать с кислородом продукты сгорания различного состава, которые имеют большую теплоту испарения и сублимации, что является одной из основных причин неполной реализации энергетических возможностей **Б. т.**

*А. Ф. Жигач.*

**бортовая вычислительная система** (БВС) — совокупность информационно взаимосвязанных и согласованно действующих аппаратно-программных средств передачи, хранения и переработки информации, размещаемых на борту летательного аппарата и предназначенных для преобразования входных данных в выходные в соответствии с заданными целями функционирования. Появление на борту сложных вычислительных систем явилось следствием возрастания количества к сложности электронного оборудования, а также решаемых задач, реализовать которые на одной *бортовой цифровой вычислительной машине* (БЦВМ) не представляется возможным. БВС авиационного применения представляют собой, как правило, многомашинные, многоуровневые, иерархические, неоднородные вычислительной системы, построенные на базе унифицированных программно-управляемых селекторных и мультиплексных каналов связи. На нижнем уровне иерархии используются специализированные вычислители, встраиваемые и автономные БЦВМ. Каждый такой элемент БВС обеспечивает первичную обработку информации от одного или группы однородных датчиков. На средних уровнях иерархии применяются наиболее мощные универсальные БЦВМ, решающие основные функциональные задачи соответствующих летательных аппаратов на основе комплексной обработки информации от большого числа датчиков. На верхнем уровне иерархии используются, как правило, универсальные БЦВМ, предназначенные для решения задач управления, контроля, индикации, связи с экипажем летательного аппарата.

Различия в сложности и характере выполняемых на разных уровнях иерархии БВС, стремление обеспечить максимальное соответствие характеристик БЦВМ требованиям решаемых на них задач определяют неоднородность БВС, то есть необходимость применения различных электронно-вычислительных машин в широком диапазоне основных характеристик: быстродействия, объёмов запоминающих устройств, состава и пропускной способности средств информационного обмена и т. п.

*Ю. А. Белоусов.*

**бортовая радиолокационная станция** (БРЛС), **бортовой радиолокатор**, — радиоэлектронная система, устанавливаемая на летательном аппарате различных классов и предназначенная для получения радиолокационной информации (РЛИ) о воздушных, космических и наземных объектах (целях), в том числе в сложных метеоусловиях и при отсутствии видимости. В состав БРЛС входят одна или несколько антенн, один или несколько передатчиков, приёмник, процессор (устройство) обработки радиолокационных сигналов и РЛИ, индикатор на электронно-лучевой трубке и др. РЛИ извлекается либо из эхо-сигналов, образующихся в результате отражения радиоволн от объекта, облучённого зондирующими радиосигналами БРЛС, либо из радиосигналов БРЛС, переизлучаемых активным ретранслирующим устройством, находящимся на объекте, либо из радиоизлучения устройств, находящихся на объекте, или излучения самого объекта, определяемого его температурой. В БРЛС могут сочетаться различные методы выделения РЛИ. Полученная с выхода процессора РЛИ поступает на индикатор, а также в бортовую вычислительную систему для дальнейшего использования как на борту летательного аппарата, так и для ее передачи на другие летательные аппараты и наземные вычислительные системы. Управление БРЛС осуществляется экипажем или бортовой вычислительной системой. По решаемым задачам, выполняемым автономно или в комплексе с другими средствами, БРЛС подразделяются на дозорные, навигационные, панорамные, обзора земной поверхности, управления оружием боевых летательных аппаратов, наведения ракет с радиолокационными головками самонаведения, управления взрывателями ракет и снарядов и другие, а также многофункциональные (способные решать несколько задач).

Основные характеристики БРЛС являются дальность действия, сектор и время обзора пространства и поиска целей, точность измерений координат целей и их производных по времени, разрешающая способность (по углам, дальности, скорости), число одновременно обрабатываемых целей, помехоустойчивость, электромагнитная совместимость (способность выполнять заданные функции при возможном электромагнитном влиянии со стороны как бортовых, так и внешних радиоэлектронных систем), масса, габаритные размеры, надёжность, энергопотребление, ремонтоспособность и др.

В современных БРЛС широко используются передатчики на основе широкополосных и многорежимных усилителей мощности и управляемые многофункциональные системы обработки радиолокационных сигналов и РЛИ на основе цифровых процессоров и устройств функциональной электроники (на поверхностных акустических волнах и др.), что позволяет существенно расширить функциональные возможности БРЛС, повысить их помехоустойчивость, улучшить массо-габаритные и эксплуатационные характеристики.

*Лит.:* Радиолокационные системы воздушных судов, подред. П. С. Давыдова. М., 1988.

**бортовая цифровая вычислительная машина** (БЦВМ) — электронная вычислительная машина, устанавливаемая на борту летательного аппарата, внутренний язык, структура, конструкция и другие основные показатели которой оптимизированы с учётом конкретных условий её применения. По назначению БЦВМ могут быть специализированными для решения одной задачи (например, вычислитель обработки сигналов от радиолокационных станций) и универсальными (обеспечивают решение широкого круга задач по автоматическому управлению летательным аппаратом, обработку информации функциональных подсистем и т. п.). По конструктивному исполнению БЦВМ могут быть либо автономными (в виде отдельного прибора), либо встраиваемыми (в виде одного или несколько модулей — плат, размещаемых в аппаратуре функциональных подсистем). Универсальная БЦВМ авиационного применения, как правило, состоит из процессора, выполняющего все основные операции; оперативного запоминающего устройства (ОЗУ), предназначенного для хранения входных, выходных и промежуточных данных; постоянного запоминающего устройства (ПЗУ), служащего для хранения программ и констант; средств информационного обмена, обеспечивающих приём исходных данных от источников информации и выдачу результирующих величин на приёмники информации через внешний интерфейс БЦВМ. Информационная и управляющая связь между отдельными устройствами

БЦВМ обеспечивается внутренним интерфейсом. В состав некоторых БЦВМ может входить полупостоянное запоминающее устройство (ППЗУ), в которое записывается предполётное задание (координаты маяков, пунктов маршрутов, характеристики грузов и т. п.). Основные характеристики БЦВМ; быстродействие, измеряемое количеством выполняемых машиной операций в единицу времени; объёмы ОЗУ, ПЗУ и ППЗУ, измеряемые в словах заданной разрядности; пропускные способности средств информационного обмена, внутренних и внешних интерфейсов, измеряемые количеством передаваемой полезной информации в единицу времени. БЦВМ, как правило, используются в составе сложных бортовых вычислительных систем.

*Ю. А. Белоусов.*

**бортовое оборудование** — совокупность агрегатов, приборов, машин, систем, комплексов и других технических средств, устанавливаемых на борту летательного аппарата для обеспечения управляемого полёта, жизнедеятельности экипажа и пассажиров, решения целевых задач в соответствии с назначением летательного аппарата. **Б. о.** служит для измерения, преобразования, передачи, обработки информации, её отображения на индикаторах, управления летательным аппаратом и его системами, контроля за состоянием летательного аппарата и параметрами его движения, связи экипажа с наземными системами и другими летательными аппаратами.

К **Б. о.**, обеспечивающему управляемый полёт, относятся: *пилотажно-навигационное оборудование, радиосвязное оборудование, электрооборудование, светотехническое оборудование, гидравлическое оборудование, система отображения информации, системы охлаждения Б. о.* Для повышения безопасности полётов летательные аппараты оснащаются *противообледенительными системами, противопожарной системой* и др. **Б. о.** обеспечения жизнедеятельности экипажа и пассажиров включает *систему кондиционирования воздуха, кислородное оборудование, аварийно-спасательное оборудование, системы регулирования давления.* Для решения целевых задач предназначаются *обзорно-прицельная система, разведывательное, десантно-транспортное оборудование, пассажирское, санитарное Б. о.* и т. д.

**Б. о.** развивалось от простейших приборов и механизмов до сложных автоматизированных комплексов в процессе расширения и усложнения задач, возлагаемых на летательный аппарат, улучшения летно-технических характеристик (увеличение дальности, скорости, диапазона высот полёта), совершенствования средств противовоздушной обороны. Рост объёма воздушных перевозок также предъявил ряд требований к летательным аппаратам: увеличение пассажироместности, повышение безопасности полётов, обеспечение регулярности полётов при сниженных метеоминимумах (см. *Минимум погодный*) и в любое время суток, расширение географических районов полётов, в том числе по необорудованным трассам и над океаном, обеспечение полётов по международным трассам с соблюдением требований к *эшелонированию*, повышение комфорта для пассажиров при возросших скоростях и высотах полёта. Удовлетворение этих требований вызвало необходимость создания и установки на борту сложных высокоточных пилотажно-навигационных комплексов, мощных КВ радиостанций, высокопроизводительных систем кондиционирования воздуха с точным автоматическим регулированием температуры, давления, влажности воздуха в гермокабине. Задача преодоления противовоздушной обороны привела к разработке и применению бортовых средств радиоэлектронного противодействия, созданию систем обеспечения автоматического полёта на предельно малых высотах с обходом препятствий. Сокращение располагаемого экипажем времени на принятие решения по управлению летательным аппаратом и его системами потребовало автоматизации управления, создания более совершенных систем отображения информации и сигнализации. Выполнение растущих требований к **Б. о.** достигается путём совершенствования характеристик аппаратуры, машин, агрегатов, систем и комплексов оборудования на базе применения новых материалов и технологий. Широко используются цифровая техника, микроэлектроника, что обеспечивает расширение функций, возможностей аппаратуры, снижение ее массы и повышение надёжности.

Структурно аппаратура, машины и агрегаты на борту летательного аппарата объединяются в

системы, предназначенные для решения одной или нескольких функций, задач. На летательном аппарате насчитываются десятки систем **Б. о.** разного назначения (например, пневмо-, гидро- и электроснабжения, кондиционирования воздуха, автоматического управления, инерциальной навигации). Часто отдельные системы входят в комплексы. Комплекс **Б. о.** — совокупность функционально связанных систем, приборов, датчиков, объединённых вычислительным устройством, работающих по определенному алгоритму, решающих несколько самостоятельных задач. Комплексы **Б. о.** как одна из форм структурной *интеграции бортового оборудования* позволяют рационально использовать имеющуюся на летательном аппарате информацию, оптимизировать аппаратный состав, алгоритмы работы, *резервирование*, что приводит к повышению надёжности решения сложных функциональных задач и снижению массы конструкции. На летательном аппарате эксплуатируются пилотажно-навигационные, прицельно-навигационные, прицельно-пилотажно-навигационные комплексы, комплексы разведки, радиосвязи и т. д. Внедрение цифровой техники значительно облегчает комплексирование.

Дальнейшее развитие **Б. о.** направлено на повышение экономичности и эффективности летательного аппарата и безопасности полётов. Первоочередными задачами являются; оптимизация режимов полёта по расходу топлива; обеспечение стабилизации и управления неустойчивым летательным аппаратом; *непосредственное управление подъемной и боковой силами* для повышения манёвренности летательного аппарата; дальнейшая автоматизация управления сложными режимами полёта и выполнения боевых задач; облегчение деятельности и повышение эффективности работы экипажа на всех режимах использования летательного аппарата; снижение массы, габаритных размеров, энергопотребления и повышение надёжности **Б. о.**

Для решения этих задач предусматривается создание самонастраивающихся адаптивных систем управления; многоуровневых вычислительных систем, решающих среди прочих задачи сокращения расхода топлива, предупреждения о приближении к опасным режимам полёта; информационных полей на базе плоских экранов и многорежимных пультов управления; систем сенсорного, речевого управления, а также биокibernетических систем управления оборудованием; экспертных систем в помощь лётчику; бортовых автоматизированных систем со встроенными в аппаратуру системами контроля ее работоспособности; глобальных систем навигации и связи с применением искусственных спутников Земли; высокоточных автономных навигационных систем, использующих физические поля Земли, систем на базе лазерных волоконно-оптических гироскопов; волоконно-оптических линий информационного обмена большой пропускной способности; миниатюрных с цифровым выходом датчиков давления, температуры, перемещения, расхода топлива и т. п. Разработка новых систем базируется на широком применении больших, сверхбольших и сверхскоростных интегральных схем, элементов, использующих поверхностные акустические волны, плоских экранов, в том числе на жидких кристаллах, конструктивной и функциональной интеграции, модульного принципа построения аппаратуры. Для успешного решения летательным аппаратом функциональных задач важное значение имеет математическое обеспечение многоуровневой вычислительной системы. Объём команд в программах вычислителей составляет сотни тысяч байт. Перспективы развития **Б. о.** — применение языков высокого уровня, модульное построение программ, использование алгоритмов искусственного интеллекта. См. также статью *Защита бортового оборудования, Контроль бортового оборудования*.

*В. Н. Сучков.*

**бортовой журнал.** 1) **Б. ж. воздушного судна** — технический документ установленной формы, предназначенный для контроля за техническим состоянием и оформлением приёма-передачи воздушного судна. В **Б. ж.** записываются сведения о выявленных отказах и неисправностях воздушного судна, а также о задержках рейса по техническим причинам. Ведёт **Б. ж.** бортмеханик (бортинженер), второй пилот или командир воздушного судна.

2) **Б. ж. штурманский** — лётный документ установленной формы, предназначенный для записи

необходимых расчётных и фактических навигационных элементов полёта, выполняемых штурманом или пилотом в процессе предполётной подготовки и в полёте. В зависимости от типа воздушного судна и выполняемых задач установлены следующие штурманские **Б. ж.**: для самолётов первого класса (см. *Классы самолётов и вертолётов*), оборудованных навигационно-пилотажным комплексом (НПК); для самолетов второго и третьего классов без НПК; для самолётов четвертого класса, а также вертолётов; для самолётов, выполняющих международные полёты.

**бортовой накопитель** — устройство для регистрации и накопления полётной информации в течение всего полёта (или несколько полётов). По конструкции различают **Б. н.** защищённые (БНЗ) и эксплуатационные (БНЭ), по типу регистрируемой информации — параметрические и речевые. Регистрация параметров производится в основном на магнитной, металлической, или лавсановой ленте, в некоторых **Б. н.** — на фото- или киноленте, осциллографии, бумаге и на специальной бумаге (для записи царапанием).

БНЗ предназначены для сохранения зарегистрированной полётной информации при воздействии высоких температур, ударных нагрузок и агрессивных жидкостей (топливо, морская вода, огнетушащее вещество и т. д.). В БНЗ заносится информация об условиях полёта и пространственном положении летательного аппарата, работоспособности жизненно важных систем, характере пилотирования и действиях экипажа; эта информация используется аварийными комиссиями при расследовании лётных происшествий. Общепринятое название БНЗ — «чёрный ящик».

БНЭ используются для сбора информации, необходимой для контроля пилотирования и работоспособности систем и оборудования летательного аппарата после каждого или выборочного полёта; они приспособлены для оперативного съёма информации (с помощью легкосъёмных кассет). БНЭ, как правило, не имеют специальной тепловой и противоударной защиты. По сравнению с БНЗ, вмещают больший объём информации.

Речевые **Б. н.** применяются для сбора и хранения информации о переговорах членов экипажа друг с другом, с землёй и с экипажами других летательных аппаратов, а также для регистрации звуковой обстановки в кабине летательного аппарата. Информация регистрируется в течение всего полёта и используется аварийными комиссиями при расследовании лётных происшествий. Как правило, выполняются защищёнными. Регистрация данных производится обычно в течение одного полёта (иногда в течение последних 30 мин).

Параметрические **Б. н.** предназначены для регистрации параметров полёта при непрерывной (аналоговой) или дискретной записи. Используются для эксплуатационного контроля и при расследовании лётных происшествий. Выполняются как защищёнными, так и незащищёнными. Время регистрации до 25 ч.

*И. В. Косточкин.*

**бочка** — *фигура пилотажа*: поворот летательного аппарата вокруг своей продольной оси на  $360\{\circ\}$  и более без изменения направления движения (см. рис.). По темпу выполнения **Б.** может быть быстрой и замедленной, по числу оборотов вокруг продольной оси — одинарная, полуторная и многократная, по наклону траектории полёта — горизонтальная, восходящая и нисходящая. Поворот летательного аппарата вокруг продольной оси на  $180\{\circ\}$  называется **полубочкой**.

**Бочка**

**Брандыс** Анатолий Яковлевич (1923—1988) — советский лётчик, генерал-лейтенант авиации (1978), кандидат военных наук (1976), дважды Герой Советского Союза (дважды 1945). Окончил военную авиационную школу пилотов (1943), Военно-воздушную академию (1950; ныне имени Ю. А. Гагарина), Военную академию Генштаба Вооружённых сил СССР (1959). Участник Великой Отечественной войны. В ходе войны был лётчиком, командиром звена, эскадрильи штурмового

авиаполка. Совершил 227 боевых вылетов. Награждён орденами Ленина, Октябрьской Революции, 4 орденами Красного Знамени, орденом Александра Невского, орденами Отечественной войны 1-й и 2-й степени, орденом Красной Звезды, медалями. Бронзовый бюст в поселке Ключино Днепропетровской области.

*Лит.:* Сverdlov Ф. Д., На бреющем полете, в кн.: Подвиги Героев Советского Союза, М., 1981.

### А. Я. Брандыс.

**«Бранифф»** (Braniff Airlines) — авиакомпания США. Осуществляет внутренние перевозки. Основана в 1928. В 1988 перевезла 4,32 миллиона пассажиров, пассажирооборот 6,84 миллиардов пассажиро-км. Авиационный парк — 62 самолёта.

**Братухин** Иван Павлович (1903—1985) — советский конструктор и учёный в области вертолётостроения, профессор (1953), доктор технических наук (1962), заслуженный деятель науки и техники РСФСР (1964). Окончил Московское высшее техническое училище (1930). Винтокрылыми летательными аппаратами (автожирами и вертолётами) начал заниматься в отделе особых конструкций Центрального аэрогидродинамического института. В 1940 возглавил вертолётостроительное опытное конструкторское бюро при Московском авиационном институте, где под его руководством был создан ряд опытных и выпущенных малой серией вертолётов поперечной схемы, в том числе «Омега» (1941), «Омега-II» (1944; см. рис. в табл. XXIII), Г-3 (1945), Г-4 (1946), Б-11 (1948) и др. Государственная премия СССР (1946). Награждён орденами Ленина, Октябрьской Революции, Трудового Красного Знамени, медалями.

### И. П. Братухин.

**Бреге** (Breguet) Луи (1880—1955) — французский авиаконструктор и промышленник. Окончил Высшую электротехническую школу в Париже. В 1907 совместно с братом Жаком и профессором Ш. Рише (Ch. Richet) построил вертолёт, поднимающий на 1,5 м человека, но не обладавший устойчивостью. Первый успешно летавший самолёт **Б.** построен в 1909 (рис. в табл. IV). В 1911 вместе с братом основал фирму (см. «Бреге»), где созданы самолёты, на которых были установлены рекорды скорости на расстоянии 100 км с одним и двумя пассажирами и рекорды грузоподъёмности (в 1911 самолёт «Бреге G-3» совершил полёт с 11 пассажирами). В 1919 Б. основал авиатранспортную компанию, предшественницу современной «Эр Франс».

### Л. Бреге.

**«Бреге»** (Breguet Aviation) — самолёто-строительная фирма Франции. Основана Л. Бреге и его братом Жаком в 1911 под название «Сосьете дез'ателье д'авиасьон Луи Бреге», указанное название с 1966. В 1936 фирма была почти полностью национализирована. В 1971 вошла в состав «Дассо-Бреге». В годы Первой мировой войны большими партиями выпускала разведчики и бомбардировщики, в том числе Bre 14 (создан в 1916, до конца войны построено 5,5 тысяч, всего около 8 тысяч, см. рис. в табл. VIII). Из продукции 20-х гг. наиболее известны многоцелевой военный самолёт Bre 19 (первый полёт в 1922), разведчики Bre 270 и 271. В 30-е гг. фирма создала пассажирский самолёт Bre 393 с тремя поршневыми двигателями (1931), летающую лодку Bre 521 (1933), истребители и бомбардировщики серии Bre 690, после Второй мировой войны — палубный самолёт Bre 1050 «Ализе» (1956), самолёт противолодочной обороны Bre 1150 «Атлантик» (1961), транспортный самолёт короткого взлёта и посадки Bre 941 (1961), истребитель-бомбардировщик «Ягуар» (1968, в составе консорциума «СЕПЕКАТ») и др.

**Брилинг** Николай Романович (1876—1961) — советский учёный в области механики, двигателестроения и теплотехники, член-корреспондент АН СССР (1953), заслуженный деятель науки и техники РСФСР (1946). Окончил Императорское техническое училище (1906; ныне Московский государственный технический университет), там же в 1907 защитил докторскую диссертацию и преподавал с 1908 (профессор с 1908). В 1911 опубликовал первый отечественный курс авиационных двигателей. Сконструировал ряд оригинальных двигателей. Был необоснованно

репрессирован и в 1930—1933, находясь в заключении, работал в особом техбюро ОГПУ над новыми авиационными двигателями. **Б.** — один из организаторов Центрального института авиационного моторостроения, Московского авиационного института и ряда научно-исследовательских институтов. По предложению **Б.** была создана группа *В. В. Уварова* по теоретическим и экспериментальным исследованиям газовых турбин. Награжден 2 орденами Ленина, орденами Трудового Красного Знамени и «Знак Почёта», медалями.

**Н. Р. Брилинг.**

**«Бристоль»** (с 1910 British and Colonial Aeroplane Co Ltd; с 1920 Bristol Aeroplane Co Ltd) — самолёто- и вертолётостроительная фирма Великобритании. Основана в 1910, в 1961 её дочерняя компания (Bristol Aircraft Ltd), выпускавшая самолёты и управляемое оружие, вошла в состав фирмы *«Бритиш эркрафт корпорейшен»*, вертолётостроительное отделение поглощено фирмой *«Уэстленд»*. До конца Второй мировой войны выпускала главным образом военные самолёты, в том числе разведчик «Скаут» (первый полёт в 1914, см. рис. в табл. VII), истребители F.2 «Файтер» (1916, построено свыше 5100, см. рис. в табл. VII), «Бульдог» (1927), «Бофайтер» (1938, см. рис. в табл. XIX), бомбардировщики «Бленхейм» (1936), «Бофорт» (1938). «Бакингам» (1943), «Бриганд» (1944), военно-транспортный самолёт «Фрейтер» (1945). В 1949 построила опытный пассажирский самолёт на 100 мест «Брабазон» с восемью поршневыми двигателями, в 1952 — пассажирский самолёт «Британия» с четырьмя турбовинтовыми двигателями (построено 85). В 1947 создала свой первый вертолёт «Сикамор» с одним поршневым двигателем, в 1958 — вертолёт «Бельведер» с двумя газотурбинными двигателями.

**«Бритиш Аэроспейс»** (British Aerospace Public Ltd, BAe) — крупнейшая авиа-ракетно-космическая фирма Великобритании. Образована в 1977 в результате слияния фирм *«Бритиш эркрафт корпорейшен»*, «Скоттиш авиэйшен» (Scottish Aviation) и авиаракетно-космических отделений концерна *«Хокер Сидли»*. Продолжила выпуск и разработку самолётов вошедших в неё фирм (исходные обозначения продукции были заменены на BAe). Основные программы 80-х гг.: производство боевого самолёт вертикального взлёта и посадки «Харриер» (1966, см. рис. в табл. XXXIV), его морской варианта «Си харриер» (1978, рис. 1) и усовершенствованной модели «Харриер» 2 (1978, совместно с фирмой *«Макдоннелл-Дуглас»*), учебно-боевого самолёта «Хоук» (1974), истребителя-бомбардировщика «Хоук» 200 (1986), модификация самолётов противолодочной обороны «Нимрод» MR (1979—1984, рис. 2), создание экспериментального истребителя EAP (1986, рис. 3) и разработка на его основе перспективного истребителя EFA (в составе консорциума «Еврофактер»); выпуск гражданских самолётов BAe 748 (1960), BAe 125 (1962, рис. 4), «Джетстрим» 31 (1980), BAe 146 (1981, рис. в табл. XXXVIII), ATP (1986, рис. 5); участие в международных программах производства боевых самолётов «Торнадо» (в составе консорциума *«Панавиа»*) и «Ягуар» (в составе консорциума *«СЕПЕКАТ»*), пассажирских самолётов A300, A310 и A320 (в составе консорциума «Эрбас индастри»); разработка и производство тактических управляемых ракет; участие в западноевропейских космических программах; разработка совместно с фирмой *«Роллс-Ройс»* проекта одноступенчатого воздушно-космического самолёта «Хотол». Основные данные некоторых самолётов фирмы приведены в табл. 1 и 2.

*В. В. Беляев, М. А. Левин.*

Рис. 1. Палубный самолёт вертикального взлёта и посадки «Си харриер» FRS-2.

Рис. 2. Самолёт противолодочной обороны «Нимрод» MR

Рис. 3. Экспериментальный истребитель EAP.

Рис. 4. Административный самолёт BAe 126-800.

Рис. 5. Пассажирский самолёт ATP.

Табл. 1 — Военные самолёты фирмы «Брнтиш аэропейс»

Основные данные	Истребители-бомбардировщики		Экспериментальный истребитель ЕАР
	«Харриер» GR.3	«Хоук» 200	
Первый полёт, год	1976	1986	1986
Число и тип двигателей	1 ТРДД (подъёмно-маршевый)	1 ТРДД	2 ТРДД Ф
Тяга двигателя, кН	96,6	26	75,5
Длина самолёта, м	14,27	11,38	14,7
Высота самолёта, м	3,45	3,99	5,52
Размах крыла, м	7,7	9,39	11,77
Площадь крыла, м <sup>2</sup>	18,68	16,63	52
Максимальная взлётная масса, т	8,85 (вертикальный взлёт); 11,8 (взлёт с разбегом)	9,1	14,51
Масса пустого самолёта, т	5,73	4,13	10
Боевая нагрузка, т	2,27	3,5	-

Радиус действия, км	92 (вертикальный взлёт), 230 (взлёт с разбегом)	1072	-
Максимальная скорость полёта, км/ч	1180	1065	> 2000
Потолок, м	15600	15250	-
Экипаж, чел	1	1	1
Вооружение	2 пушки (30 мм), НАР, УР	2 пушки (25 мм), УР, бомбы	-

Табл. 2 — Гражданские самолёты фирмы «Бритиш азроспейс»

Основные данные	Пассажирские			Административный ВАе 125-800
	«Джет стрим» 31	ВАе 146-200	АТР	
Первый полет, год	1980	1982	1286	1983
Число и тип двигателей	2 ТВД	4 ТРДД	2 ТВД	2 ТРДД
Мощность двигателя, кВт	701	-	1860	-

Тяга двигателя, кН	-	31	-	19,1
Длина самолёта, м	14,37	28,55	20	15,6
Высота самолета, м	5,32	8,61	7,14	5,36
Размах крыла, м	15,85	26,34	30,63	15,79
Площадь крыла, м <sup>2</sup>	25,2	77,3	78,3	34,75
Максимальная взлётная масса, т	6,95	40,59	22,45	12,43
Масса пустого самолёта, т	4,36	22,14	13,6	6,68
Число пассажиров	19	109	60	14
Коммерческая нагрузка, т	1,81	9,98	6,73	1,09
Максимальная дальность полёта, км	1260	2740	1825 (64 пасс)	5260 (8 пасс.)
Крейсерская скорость полёта км/ч	490	780	496	860
Экипаж, чел.	2	2	2	2

**«Бритиш Мидленд»** (British Midland Airways) — авиакомпания Великобритании. Осуществляет перевозки в страны Западной Европы. Основана в 1938, до 1953 называлась «Дерби авиэйшен», в 1982—1987 — «Манкс эрлайнс». В 1989 перевезла 3,25 миллиона пассажиров, *пассажирооборот*

1,29 миллиарда пассажиро-км (1988). Авиационный парк — 30 самолётов.

**«Бритиш Эркафт Корпорейшен»**, БАК (British Aircraft Corporation, BAC), — авиаракетно-космическая фирма Великобритании. Образована в 1960 в результате слияния авиационных фирм «Бристоль», «Виккерс», «Инглиш электрик» и (несколько позже) «Хантинг эркафт», преобразованных в отделения. С 1964 вся продукция фирмы выпускалась под обозначением БАК. В 1977 вошла в состав фирмы «Бритиш аэроспейс». Из программ фирмы наиболее известны: истребитель-бомбардировщик «Ягуар» (1968, производство в составе консорциума «СЕПЕКАТ»), многоцелевой самолёт «Торнадо» (1974, в составе консорциума «Панавиа»), сверхзвуковой пассажирский самолёт «Конкорд» (1969, совместно с фирмой «Аэроспасьяль», см. рис. в табл. XXXV). Выпускались реактивный тренировочный самолёт «Джет провост» (1954) и его боевой вариант БАК 167«Страйкмастер» (1967), продолжалось производство истребителей «Лайтнинг», модифицировались бомбардировщики «Канберра». Серийно выпускались пассажирские самолёты БАК 111 (1963, см. рис. в табл. XXXIV), VC 10 (1962) и «Супер» VC 10 (1964). Фирма имела отделение, выпускавшее управляем ракеты. Основные данные некоторых самолётов фирмы приведены в таблице.

*В. В. Беляев. М. А. Левин.*

Табл. — Пассажирские самолеты фирмы «Бритиш эркафт корпорейшен»

Основные данные	VC 10*	«Супер» VC 10*	БАК 111-500
Первый полёт, год	1962	1964	1968
Число и тип двигателей	4 ТРДД	4 ТРДД	2 ТРДД
Тяга двигателя, кН	90,6	100	55,9
Длина самолёта, м	48,4	52	32,61
Высота самолёта, м	12	12	7,47
Размах крыла, м	44,5	44,5	28,5
Площадь крыла, м <sup>2</sup>	272	272	95,78
Максимальная взлётная масса, т	141,5	152	45,2
Масса пустого	66,7	71,4	24,38

самолёта, т			
Число пассажиров	151	174	119
Коммерческая нагрузка, т	18	22,85	12,36
Максимальная дальность полёта, км	8000	7450	3560
Максимальная скорость полёта, км/ч	960	975	870
Экипаж, чел.	4—5	4—5	2

\* Разработаны фирмой «Виккерс»

**«Бритиш Эруйс»** (British Airways) — авиакомпания Великобритании, одна из крупнейших в мире. Осуществляет перевозки в страны Европы, Азии, Африки. Образована в 1972 в результате слияния трёх ранее существовавших авиакомпаний. В 1989 перевезла 25,24 миллионов пассажиров, *пассажирооборот* 61,04 миллиарда пассажиро-км. Авиационный парк — 215 самолётов (включая 7 сверхзвуковых самолётов «Конкорд»).

**броня авиационная** — средство защиты членов экипажа и жизненно важных узлов боевых летательных аппаратов от поражающих средств воздушного и наземного оружия. Впервые **Б. а.** была применена в Италии в 1911. После Первой мировой войны проблемой бронирования самолётов занимались конструкторы американских и немецких фирм. Эти попытки носили частный характер и не привели к кардинальному решению проблемы: броня оказывалась либо слишком тяжёлой, либо малоэффективной. В 20-х гг. авиаконструкторы США практически отказались от идеи бронирования самолётов. Новая попытка бронирования самолётов была предпринята в середине 30-х гг., когда *С. В. Ильюшин* приступил к разработке бронированного *штурмовика*.

Опыт воздушных боёв середины 30-х гг. показал, что возросшая огневая мощь истребителей обусловила значительные потери лётчиков, что потребовало их защиты, и к началу Второй мировой войны **Б. а.** в форме броневых спинок стала обязательным элементом боевых самолётов.

Важным этапом в истории **Б. а.** явилось создание *С. Т. Кишкиным* и *Н. М. Скларовым* гомогенной стальной брони марки АБ-1, сочетавшей высокую стойкость против пуль всех типов стрелкового оружия калибра 7,62 мм с весьма высокой технологичностью (закалка на воздухе и под штампом позволяла изготавливать детали двойной кривизны, сложных аэродинамических контуров). Используя свойства этой брони, Ильюшин создал штурмовик *Ил-2* с цельно броневым фюзеляжем — «летающий танк», обеспечив практически полную его неуязвимость от стрелкового оружия того времени и в значительной степени от снарядов осколочного и фугасного действия.

Современная **Б. а.** рассматривается как элемент, повышающий *боевую живучесть* летательного аппарата. Различают следующие типы **Б. а.**: по конструктивному применению — входящая в силовую конструкцию и навесная (сюда же относятся и средства индивидуальной защиты членов экипажа — бронежилеты, броневые нагрудники, заголовники, шлемы); по типу поражающего средства — противопульная, противоснарядная, противоосколочная; последняя может быть двух

типов: против элементов боевых частей ракет (упрощённо называемых осколками) и против собственно осколков, образующихся при действии поражающего средства на конструкцию летательного аппарата или на броню; по строению — монолитная (из цельной плиты) и составная (из набора отдельных плит); в тех случаях, когда в наборном парном пакете обусловлены определенное расстояние между плитами и свойства материалов (например, расстояние не менее длины снаряда и твёрдость лицевой плиты больше твёрдости материала снаряда при высокой вязкости тыльной плиты), **Б. а.** называется экранированной; при расстояниях между плитами в пакете больше двух длин снаряда (или другого поражающего средства) **Б. а.** относится к типу разнесённых боевых преград; по материалу — стальная, титановая, алюминиевая; при этом различается броня гомогенная, гетерогенная (цементованная, односторонне закалённая, односторонне отпущенная) и слоистая, то есть состоящая из двух или более слоев — (см. *Многослойные металлические материалы*); по размещению — наружная и внутренняя; стойкость последней определяется не только характеристикой самой брони, но и защитными свойствами обшивки и других элементов конструкции летательного аппарата, находящихся перед бронёй.

*Н. М. Скляр.*

**«Бротенс Сафе»** (Braathens SAFE A/S, Braathens South American and Far East Air Transport) — авиакомпания Норвегии. Осуществляет перевозки на внутренних авиалиниях и чартерные перевозки в страны Европы. Основана в 1946 для обслуживания дальневосточных маршрутов (до 1954). В 1989 перевезла 3,5 миллиона пассажиров, *пассажирооборот* 2,07 миллиарда пассажиро-км. Авиационный парк — 20 самолётов.

**БС** (Березина, синхронный) — крупнокалиберный (12,7 мм) авиационный синхронный пулемёт конструкции *М. Е. Березина*. Создан в 1939 и послужил базой для разработки широко распространённого авиационного пулемёта *УБ*.

**Бугаев** Борис Павлович (р. 1923) — советский государственный деятель, главный маршал авиации (1977), заслуженный пилот СССР (1967), дважды Герой Социалистического Труда (1966, 1983). Лётную подготовку получил в Актюбинской учебной авиаэскадрилье (1942). Окончил школу высшей лётной подготовки Гражданского воздушного флота (1948), Ленинградское высшее авиационное училище гражданской авиации (1966; ныне Академия гражданской авиации). Участник Великой Отечественной войны. Служил в авиаотряде, выполнявшем задания Центрального штаба партизанского движения Украины. После войны в гражданском воздушном флоте: командир корабля первой авиагруппы и отдельной Международной авиагруппы (1948—1956), командир отряда особого назначения (1957—1966), заместитель, первый заместитель министра гражданской авиации (1966—1970), министр гражданской авиации в 1970—1987, затем в группе генеральных инспекторов Министерства обороны СССР. Депутат Верховного Совета СССР в 1970—1989. Ленинская премия (1980), Государственная премия СССР (1972). Награждён 5 орденами Ленина, орденом Октябрьской Революции, 2 орденами Красного Знамени, орденами Отечественной войны 1-й степени, Красной Звезды, «За службу Родине в Вооружённых Силах СССР» 3-й степени, «Знак Почёта», медалями. Бронзовый бюст в районном центре Маньковка Черкасской области.

**Буземан** (Busemann) Адольф (1902—1986) — немецкий учёный в области газовой динамики. Научная деятельность началась в 1924 под руководством *Л. Прандтля* в Институте гидроаэродинамики кайзера Вильгельма (Геттинген, Германия). После окончания Второй мировой войны работал в США. **Б.** принадлежат труды по газовой динамике: исследования сверхзвукового конического течения в плоскости годографа; графический метод расчёта сверхзвуковых течений; теория тонкого профиля в сверхзвуковом потоке; расчёт давления при обтекании тел гиперзвуковым потоком (формула Ньютона—Буземана) и др. Выдвинул идею стреловидного крыла, предложил *Буземана биплан*. Выполнил большой цикл работ по оптимизации аэродинамических форм элементов летательного аппарата, исследованию траекторий

орбитального полёта и входа летательного аппарата в атмосферу.

Соч.: *Drücke auf kegelförmige Spltzen bei Bewegung mit Überschallgeschwindigkeit*, «Zeitschrift für Angewandte Mathematik und Mechanik». 1929, Bd 9, № 6.

**Буземана биплан** (по имени *А. Буземана*) — биплан, специальной конструкции, имеющий при малом угле атаки в сверхзвуковом потоке те же значения *подъёмной силы* и *волнового сопротивления*, что и плоская пластина. **Б. б.** состоит из двух тонких профилей (см. рис.) причём распределение их толщины подбирается так, чтобы в результате взаимодействия образующихся *волн сжатия* (или *слабых скачков уплотнения*) и *волн разрежения* поток на выходе из образуемого профилями «канала» имел ту же по модулю и направлению скорость, что и на входе. Согласно *импульсов теореме*, суммарное воздействие на биплан со стороны потока в этой канале равно нулю. Внешние поверхности профилей, являющиеся параллельными плоскостями, обтекаются как верхние и нижние поверхности плоской пластины под малым углом атаки и определяют в соответствии со сказанным выше аэродинамические характеристики биплана. **Б. б.** даёт пример полезной *интерференции аэродинамической*, так как его волновое сопротивление меньше суммы сопротивлений составляющих профилей. Как и пластина, он имеет при заданной подъёмной силе минимальное сопротивление, но в отличие от неё несущие элементы биплана имеют некоторую толщину, что предпочтительнее с конструктивной точки зрения. Практическое использование **Б. б.** затруднительно, так как теоретическая схема соответствует фиксированным значениям угла атаки и *Маха числа* набегающего потока, а с увеличением отклонения от расчётного режима её эффективность падает.

Лит.: **Феррн А.**, Аэродинамика сверхзвуковых течений, пер. с англ, М., 1953.

*В. Н. Голубкин.*

**Обтекание биплана Буземана: 1 — линия тока; 2 — скачок уплотнения; 3 — волна разрежения.**

**«Буран»** — советский крылатый орбитальный корабль многоцелевого использования. Предназначен для выведения на орбиту вокруг Земли различных космических объектов и их обслуживания; доставки элементов (модулей) и персонала для сборки на орбите крупногабаритных сооружений (радиотелескопов, антенных систем и т. п.) и межпланетных комплексов; возврата на Землю неисправных или выработавших свой ресурс спутников; освоения оборудования и технологий космического производства и доставки продукции на Землю; выполнения других грузопассажирских перевозок по маршруту Земля — космос — Земля.

**Внешняя конфигурация.** Орбитальный корабль (ОК) «**Б.**» выполнен по самолётной схеме: это «бесхвостка» с низкорасположенным треугольным крылом двойной стреловидности по передней кромке; аэродинамические органы управления включают элевоны, балансировочный щиток, расположенный в хвостовой части фюзеляжа, и руль направления, который, «расщепляясь» по задней кромке, выполняет также функции воздушного тормоза; посадку «по-самолётному» обеспечивает трёхопорное (с носовым колесом) выпускающееся шасси.

**Внутренняя компоновка, конструкция.** В носовой части «**Б.**» (рис. 1) расположены герметичная вставная кабина объёмом 73 м<sup>3</sup> для экипажа (2—4 человек) и пассажиров (до 6 человек), отсеки бортового оборудования и носовой блок двигателей управления. Среднюю часть занимает грузовой отсек с открывающимися вверх створками, в котором размещаются манипуляторы для выполнения погрузочно-разгрузочных и монтажно-сборочных работ и различных операций по обслуживанию космических объектов. Под грузовым отсеком расположены агрегаты систем энергоснабжения и обеспечения температурного режима. В хвостовом отсеке установлены агрегаты двигательной установки, топливные баки, агрегаты гидросистемы.

В конструкции «**Б.**» использованы алюминиевые сплавы, титан, сталь и другие материалы. Чтобы противостоять аэродинамическому нагреванию при спуске с орбиты, внешняя поверхность ОК имеет теплозащитное покрытие, рассчитанное на многоцелевое использование. На менее

подверженную нагреву верхнюю поверхность устанавливается гибкая теплозащита, а другие поверхности покрыты теплозащитными плитками, изготовленными на основе волокон кварца и выдерживающими температуру до  $1300\text{ }^{\circ}\text{C}$ . В особо теплонапряженных зонах (в носках фюзеляжа и крыла, где температура достигает  $1500\text{—}1600\text{ }^{\circ}\text{C}$ ) применён композиционный материал типа углерод-углерод. Этап наиболее интенсивного нагревания ОК сопровождается образованием вокруг него слоя воздушной плазмы, однако конструкция ОК не прогревается к концу полета более чем до  $160\text{ }^{\circ}\text{C}$ . Каждая из 36000 плиток имеет конкретное место установки, обусловленное теоретическими обводами корпуса ОК. Для снижения тепловых нагрузок выбраны также большие значения радиусов закругления носков крыла и фюзеляжа. Расчётный ресурс конструкции — 100 орбит, полётов.

**Двигательная установка и бортовое оборудование.** Объединённая двигательная установка (ОДУ) обеспечивает доведение ОК на опорную орбиту, выполнение межорбитальных переходов, точное маневрирование вблизи обслуживаемых орбитальных комплексов, ориентацию и стабилизацию ОК, его торможение для схода с орбиты. ОДУ состоит из двух двигателей орбитального маневрирования, работающих на углеводородном горючем и жидком кислороде, и 46 двигателей газодинамического управления, сгруппированных в три блока (один носовой блок и два хвостовых). Более 50 бортовых систем, включающих радиотехнический, ТВ и телеметрический комплексы, системы жизнеобеспечения, терморегулирования, навигации, энергоснабжения и др., объединены на основе электронно-вычислительной машины в единый бортовой комплекс, который обеспечивает продолжительность пребывания «Б.» на орбите до 30 суток. Теплота, выделяемая бортовым оборудованием, с помощью теплоносителя подводится к радиационным теплообменникам, установленным на внутренней стороне створок грузового отсека, и излучается в окружающее пространство (в полёте на орбите створки открыты).

**Геометрические и весовые характеристики.** Длина «Б.» составляет 36,4 м, высота 16,5 м (при выпущенном шасси), размах крыла около 24 м, площадь крыла  $250\text{ м}^2$ ; ширина фюзеляжа 5,6 м, высота 6,2 м; диаметр грузового отсека 4,6 м, его длина 18 м. Стартовая масса ОК до 105 т, масса груза, доставляемого на орбиту, до 30 т, возвращаемого с орбиты — до 15 т. Максимальный запас топлива до 14 т.

Большие габаритные размеры «Б.» затрудняют использование наземных средств транспортировки, поэтому на космодром он (так же, как и блоки ракеты-носителя) доставляется по воздуху модифицированным для этих целей самолётом ВМ-Т (рис. 2) Экспериментальным машиностроительным заводом имени В. М. Мясищева (при этом с «Б.» снимается киль и масса доводится до 50 т) или многоцелевым транспортным самолётом Ан-225 в полностью собранном виде. (См. рис. к статье Грузовой летательный аппарат.)

**Выведение на орбиту.** Запуск «Б.» осуществляется с помощью универсальной двухступенчатой ракеты-носителя «Энергия», к центральному блоку которой крепится пирозамками ОК (рис. 3 и 4). Двигатели первой и второй ступеней ракеты-носителя запускаются практически одновременно и развивают суммарную тягу  $34840\text{ кН}$  при стартовой массе ракеты-носителя с «Б.» около 2400 т (из них около 90% составляет топливо). В первом испытательном запуске беспилотного варианта ОК, состоявшемся на космодроме Байконур 15 ноября 1988, ракета-носитель «Энергия» вывела ОК за 476 с на высоту около 150 км (блоки первой ступени ракеты-носителя отделились на 146-й с на высоте 52 км). После отделения ОК от второй ступени ракеты-носителя был осуществлён двухкратный запуск его двигателей, что обеспечило необходимый прирост скорости до достижения первой космической и выход на опорную круговую орбиту (схема полёта ОК «Б.» показана на рис. 5). Расчётная высота опорной орбиты «Б.» составляет 250 км (при грузе 30 т и заправке топливом 8 т). В первом полёте «Б.» был выведен на орбиту высотой  $250,7/260,2\text{ км}$  (наклон орбиты  $51,6\text{ }^{\circ}$ ) с периодом обращения 89,5 мин. При заправке топливом в количестве 14 т возможен переход на орбиту высотой 450 км с грузом 27 т.

При отказе на этапе выведения одного из маршевых жидкостных ракетных двигателей первой или

второй ступени ракеты-носителя её электронно-вычислительная машина «выбирает» в зависимости от набранной высоты либо варианты выведения ОК на низкую орбиту или на одновитковую траекторию полёта с последующей посадкой на одном из запасных аэродромов, либо вариант выведения ракеты-носителя с ОК на траекторию возврата в район старта с последующим отделением ОК и посадкой его на основной аэродром. При нормальном запуске ОК вторая ступень ракеты-носителя, конечная скорость которой меньше первой космической, продолжает полёт по баллистической траектории до падения в Тихий океан.

**Возвращение с орбиты.** Для схода с орбиты ОК разворачивается двигателями газодинамического управления на  $180^{\circ}$  (хвостом вперёд), после чего на непродолжительное время включаются основные жидкостные ракетные двигатели и сообщают ему необходимый тормозной импульс. ОК переходит на траекторию спуска, снова разворачивается на  $180^{\circ}$  (носом вперёд) и выполняет планирование с большим углом атаки. До высоты 20 км осуществляется совместное газодинамическое и аэродинамическое управление, а на заключительном этапе полёта используются только аэродинамические органы управления. Аэродинамическая схема «Б.» обеспечивает ему достаточно высокое аэродинамическое качество, позволяющее осуществить управляемый планирующий спуск, выполнить на трассе спуска боковой манёвр протяжённостью до 2000 км для выхода в зону аэродрома посадки, произвести необходимое предпосадочное маневрирование и совершить посадку на аэродром. В то же время конфигурация летательного аппарата и принятая траектория спуска (крутизна планирования) позволяют аэродинамическим торможением погасить скорость ОК от близкой к орбитальной до посадочной, равной 300—360 км/ч. Длина пробега составляет 1100—1900 м, на пробеге используется тормозной парашют. Для расширения эксплуатационных возможностей «Б.» предусматривалось использование трёх штатных аэродромов посадки (на космодроме, а также в восточной и западной частях страны). Комплекс радио-технических средств аэродрома создаёт радионавигационное и радиолокационное поля (радиус последнего около 500 км), обеспечивающие дальнейшее обнаружение ОК, его выведение к аэродрому и всепогодную высокоточную (в том числе автоматическую) посадку на взлётно-посадочную полосу.

Первый испытательный полёт беспилотного варианта ОК завершился после выполнения немногим более двух витков вокруг Земли успешной автоматической посадкой (рис. 6) на аэродром в районе космодрома. Тормозной импульс был дан на высоте  $H = 250$  км, на расстоянии около 20000 км от аэродрома приземления, боковая дальность на трассе спуска составила около 550 км, отклонение от расчётной точки касания на взлётно-посадочной полосе оказалось равным 15 м в продольном направлении и 3 м от оси полосы (рис. 7).

Проектные разработки воздушно-космического летательного аппарата в СССР впервые выполнены в опытном конструкторском бюро А. И. Микояна в начале 60-х гг. и были связаны с системой, в которой крылатыми летательными аппаратами были и гиперзвуковой самолёт-разгонщик и орбитальная ступень. Разработка ОК «Б.», для которого был принят ракетный метод выведения, продолжалась более 10 лет. Первому запуску предшествовал большой объём научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ по созданию ОК и его систем с обширными теоретическими и экспериментальными исследованиями по определению аэродинамических, акустических, теплофизических, прочностных и другие характеристик ОК (рис. 8 и 9), моделированием работы систем и динамики полёта ОК на полноразмерном стенде оборудования и на пилотажных стендах, разработкой новых материалов, отработкой методов и средств автоматической посадки на самолётах — летающих лабораториях, лётными испытаниями в атмосфере пилотируемого самолёта-аналога (в моторном варианте), натурными испытаниями теплозащиты на экспериментальных аппаратах, выводившихся на орбиту и возвращаемых с неё методом аэродинамического спуска, и т. д.

Программа ОК «Б.» потребовала реализации большого числа новых технологий, ставших достоянием различных отраслей народного хозяйства страны. Разработанные для «Б.» около 30 новых материалов (термостойких, высокопрочных, композитов), элементы автоматизированной

системы обеспечения качества, новые методы неразрушающего контроля и другие нововведения способствуют решению задач повышения технического уровня и надёжности машиностроительной продукции. Высокоточная система автоматической посадки ОК «Б.» открывает реальные пути к достижению требующейся всепогодности эксплуатации пассажирских воздушных судов. Уникальные экспериментальные установки, использовавшиеся для наземной отработки бортовых систем и высоконагруженной конструкции «Б.», будут играть важную роль при создании перспективных летательных аппаратов различных классов.

*К. К. Васильченко, Г. Е. Лозино-Лозинский, Г. П. Свищёв.*

Рис. 1. Компоновка орбитального корабля «Буран»: 1, 14 — двигатели управления; 2, 4, 6, 22 — приборные отсеки; 3 — модуль кабины; 5 — система аварийного спасения; 7 — командный отсек; 8 — модуль командных приборов; 9 — грузовой отсек; 10 — блок испытательной аппаратуры; 11 — вспомогательная силовая установка; 12 — руль направления — воздушный тормоз; 13 — тормозной парашют; 15 — бак горючего, 16 — балансирующий щиток; 17 — базовый блок объединённой двигательной установки; 18, 21 — узлы стыковки с ракетой-носителем; 19 — бак окислителя; 20 — створки грузового отсека; 23 — бытовой отсек; 24 — агрегатный отсек; 25 — агрегат терморегулирования.

Рис. 2. Транспортировка орбитального корабля «Буран» (со снятым килем) самолётом ВМ-Т.

Рис. 3. Ракета-носитель «Энергия» и орбитальный корабль «Буран» на транспортно-установочном агрегате.

Рис. 4. Ракета-носитель «Энергия» и орбитальный корабль «Буран» на стартовом комплексе.

Рис. 5. Схема полёта орбитального корабля «Буран»: 1 — старт; 2 — отделение блоков первой ступени ракеты-носителя; 3 — выключение двигателей второй ступени ракеты-носителя; 4 — отделение орбитального корабля; 5 — первый импульс доведения из опорную орбиту и полёт орбитального корабля по переходной орбите; 6 — выход на опорную орбиту; 7 — тормозной импульс и сход с орбиты; 8 — планирующий спуск и посадка.

Рис. 6. Орбитальный корабль «Буран» на посадке.

Рис. 7. Схема спуска (а), предпосадочного манёвра (б) и посадки (в) орбитального корабля «Буран».

Рис. 8. Теплопрочностная вакуумная камера для испытания теплозащиты орбитального корабля «Буран».

Рис. 9. Модель орбитального корабля «Буран» в аэродинамической трубе.

**бустер** (английское booster, от boost — поднимать, повышать давление, напряжение) в авиации — устаревшее название *рулевого привода*.

**бустерное управление** — условное название систем управления летательным аппаратом, в которых для отклонения органов управления (ОУ) используются бустеры (см. *Рулевой привод*). Появление и развитие **Б. у.** обусловлено тем, что с ростом скоростей полёта и увеличением массы (размеров) летательных аппаратов увеличиваются аэродинамические шарнирные моменты  $M_{ш\text{ аэр}}$ , для их преодоления требуются значительные усилия и мощности, тогда как средствами *аэродинамической компенсации* и *сервокомпенсации* уменьшить их до приемлемого для лётчика уровня удаётся не всегда. В авиации известны системы **Б. у.** трех типов: обратимое **Б. у.** (ОБУ) и необратимое **Б. у.** (НБУ) с переходом на непосредственно *ручное управление* (НРУ) и НБУ без перехода на НРУ.

В системе обратимого **Б. у.** (рис. 1) аэродинамический шарнирный момент воспринимается одновременно и лётчиком, и рулевым приводом (РП), При этом любые воздействия лётчика на

рычаг управления (РУ) вызывают противодействие (отсюда название системы) со стороны ОУ. В состав ОБУ кроме РП обычно включают устройства, обеспечивающие переход на НРУ при отказе ОБУ, а для снятия усилий на РУ при длительном полёте в установившемся режиме используют аэродинамические *триммеры*. Одной из основных характеристик системы ОБУ является коэффициент обратимости  $K_{обр}$ , равный отношению момента, воспринимаемого лётчиком, к полному  $M_{ш\ аэр}$ . Значения этого коэффициент лежат в пределах  $0 < K_{обр} < 1$ . При  $K_{обр} = 1$  лётчик воспринимает весь  $M_{ш\ аэр}$ , и таким образом имеет место НРУ, при  $K_{обр} = 0$  весь шарнирный момент воспринимается РП — для схемы на рис. 1  $K_{обр} = ad/[(c + d)(a + b)]$ .

По сравнению с другие системами ОБУ обладает рядом преимуществ; отсутствует необходимость в применении устройств *рычагов управления загрузки*, поскольку часть  $M_{ш\ аэр}$  воспринимается лётчиком, и это даёт ему необходимое чувство управления летательным аппаратом; относительная простота перехода на НРУ в случае отказа ОБУ, благодаря чему достигается высокая безопасность полёта при недостаточно надёжном ОБУ, хотя при этом после перехода на НРУ управление летательным аппаратом будет осуществляться с повышенными усилиями. Однако системы ОБУ не нашли широкого применения в авиации по следующим причинам. Коэффициент  $K_{обр}$  который определяет снижение уровня усилий от  $M_{ш\ аэр}$ , не может быть принят малым, так как при отказе ОБУ лётчик должен будет преодолевать полный  $M_{ш\ аэр}$ , что ограничивается его физическими возможностями. Кроме того, адаптация лётчика от малых усилий к большим может оказаться невозможной. По этим соображениям  $K_{обр}$  обычно принимается умеренным, примерно равным 0,3. В случае появления по каким-либо причинам *перекомпенсации*, приводящей к смене знака усилий, система ОБУ вообще неработоспособна. При отказе ОБУ должна осуществляться «окольцовка» полостей привода, чтобы отказавший привод не препятствовал управлению, и фиксация золотника привода, чтобы исключить люфт в проводке управления. Но при этом даже в отключенном состоянии привод будет создавать дополнительное к усилию от  $M_{ш\ аэр}$  усилие от сил трения и демпфирования в проводке. В ОБУ практически исключается возможность применения автоматических устройств для улучшения характеристик устойчивости и управляемости летательного аппарата. Эти устройства включаются в *проводку управления* по так называемой дифференциальной схеме (последовательно), поэтому при их работе в ОБУ будет иметь место «отдача» на РУ; это недопустимо как с точки зрения функционирования самих автоматических устройств, так и управления летательного аппаратом лётчиком.

В системе *необратимого Б. у. без перехода на НРУ*  $M_{ш\ аэр}$  полностью воспринимается РП (рис. 2). Так как в данном случае между лётчиком и  $M_{ш\ аэр}$  отсутствует непосредственное взаимодействие, то для появления у лётчика чувства управления летательным аппаратом в системе НБУ необходимо применение искусственной загрузки РУ. Усилие на РУ от грузочного устройства на установившихся режимах полёта снимается с помощью так называемого механизма триммерного эффекта, и лётчик в основном затрачивает усилия только на преодоление сил, создаваемых грузочным устройством, трением в проводке управления и золотниках приводов. Переход к системе НБУ явился наиболее значительным шагом в развитии систем управления летательным аппаратом, так как применение НБУ позволило: обеспечить малые усилия управления летательным аппаратом лётчиком во всём диапазоне режимов полёта независимо от значений  $M_{ш\ аэр}$ ; получить возможность применения различных автоматических устройств, используемых для обеспечения заданных характеристик устойчивости и управляемости летательного аппарата; применить на ОУ конструктивную компенсацию, которая приводит к повышению аэродинамического качества, или использовать ОУ вообще без компенсации; обеспечить противовфлаттерные характеристики ОУ без дополнительных грузов с помощью РП, что даёт снижение массы конструкции. Одна из главных проблем создания системы НБУ без перехода на НРУ — обеспечение её высокой надёжности, по крайней мере, на уровне надёжности механических систем управления.

Система *необратимого Б. у. с переходом на НРУ*. Этот тип системы управления (рис. 3) фактически представляет собой комбинацию двух типов систем управления, которые поочередно используются в зависимости от состояния системы управления. При этом основной системой в

рамках этой структуры является система НБУ, а резервной — НРУ, на которое осуществляется автоматический переход в случае отказа НБУ. Такая система содержит все элементы, присущие как НБУ, так и НРУ (РП с устройствами перехода на НРУ, загрузочное устройство, аэродинамический триммер, механизм триммерного эффекта и др.).

Поэтому на летательном аппарате должны обрабатываться две разнотипные системы управления, и при этом необходимо обеспечить надёжный и безударный переход с НБУ на НРУ (см. *Совмещённое управление*). В связи с этим механизмы системы НБУ (РП, загрузочное устройство) должны быть оборудованы надёжными средствами их отключения при переходе на НРУ. Если же в систему НБУ входят устройства автоматизации управления (например, *демпферы*), то и они при переходе на НРУ должны отключаться. При этом все отключения должны осуществляться синхронно. Эксплуатационные возможности летательного аппарата, оборудованного НБУ с переходом на НРУ, ограничиваются по условиям безопасности областью режимов полета, в которой летательный аппарат может безопасно эксплуатироваться прежде всего на НРУ. В системах ОБУ и НБУ с переходом на НРУ основной вклад, в обеспечение надёжного управления вносит система НРУ как наиболее отработанная. Надёжность НБУ без перехода на НРУ достигается в основном за счёт многократного резервирования РП и их систем питания. Резервирование позволяет сохранить работоспособность системы после двух и более отказов её основных элементов; в существующих системах получен высокий уровень надёжности НБУ (вероятность отказа менее  $1 \cdot 10^{-9}$  на 1 ч полёта). Это позволило успешно применять НБУ не только на военных самолётах, снабженных средствами спасения экипажа, но и на пассажирских самолётах (Ту-154, Ил-86 и др.).

*Б. Я. Бочаров.*

Рис. 1. Структурная схема обратимого бустерного управления: 1 — рычаг управления; 2 — рулевой привод с устройством окольцовывания; 3 — орган управления; 4 — триммер; 5 — цепь управления триммером; 6 — гидравлическая система.

Рис. 2. Структурная схема необратимого буферного управления без перехода на ручное управление: 1 — рычаг управления; 2 — рулевой привод; 3 — орган управления; 4 — гидравлическая система; 5 — устройство загрузки рычага управления; 6 — механизм триммерного эффекта; 7 — цепь управления механизмом.

Рис. 3. Структурная схема необратимого бустерного управления с переходом на непосредственно ручное управление: 1 — рычаг управления; 2 — кнопка управления триммером в режиме непосредственного ручного управления; 3 — цепь автоматического управления триммером в режиме необратимого бустерного управления; 4 — рулевой привод с устройством окольцовывания; 5 — орган управления; 6 — триммер; 7 — гидравлическая система; 8 — устройство загрузки рычага управления; 9 — устройство отключения загрузки рычага управления; 10 — механизм триммерного эффекта и цепь 11 управления этим механизмом в режиме необратимого бустерного управления.

**Бухгольц** Бенедикт Львович (1900—1933) — советский военный лётчик, лётчик-испытатель. Окончил Бакинский филиал Военно-теоретической школы авиации в Петрограде (1922). В 1920 добровольно поступил в Красную Армию. Окончил Качинскую школу военных лётчиков (1923), а потом Высшую школу военных лётчиков в Москве. В 1924—1925 **Б.** — военный лётчик-инструктор школы морской лётчиков в Севастополе. Участвовал в разработке методического учебного пособия по самолёту У-1, которое легло в основу курса лётной подготовки, а также впервые выполнил сложный эксперимент в воздухе по определению эффективного способа вывода из штопора летающей лодки «Савойя-16». В 1926 переведён в строевую часть морской авиации, а в 1929 стал лётчиком-испытателем. В 1929—33 принял участие в испытаниях самолётов П-2, И-5, И-7, ДИ-4, ТШ-1, АИР-2с, МБР-2, МДР-2 и МДР-3. Погиб при перегонке с Чёрного моря на Дальний Восток гидросамолёта «Савойя-55».

Б. Л. Бухгольц.

**Бэрд**, Бёрд (Byrd) Ричард Эвелин (1888—1957) — американский полярный исследователь, летчик, адмирал. Окончил Военно-морскую академию в США (1912), авиационную школу (1918). В 1918 командовал двумя авиабазами американского военно-морского флота в Канаде. В 1930 вышел в отставку в чине контр-адмирала, в 1941—1945 снова на военной службе. Летом 1925 руководил авиагруппой в арктической экспедиции. В 1926 вместе с пилотом Ф. Беннеттом совершил полёт на самолёте в район Северного полюса. Руководил четырьмя американскими антарктическими экспедициями (в 1928—1930, 1933—1935, 1939—1941 и 1946—1947), которые провели аэрофотосъёмку, географические, геологические, метеорологические и сейсмологические исследования. Во время первой из них, в 1929, возглавил экипаж самолёта, выполнивший полёт к Южному полюсу. См. статью *Перелёты*.

Р. Э. Бэрд.

**Бюшгенс** Георгий Сергеевич (р. 1916) — советский учёный в области механики, академик АН СССР (1981; член-корреспондент 1966), профессор (1963). Герой Социалистического Труда (1974). По окончании Московского авиационного института (1940) работает в Центральном аэрогидродинамическом институте (инженер, начальник отдела, лаборатории, заместитель начальника Центрального аэрогидродинамического института), с 1982 заведующий кафедрой в Московском физико-техническом институте. Возглавляет работы в области устойчивости, управляемости, динамики и аэродинамики летательных аппаратов, сочетает теоретические исследования с решением практических задач создания летательных аппаратов. **Б.** разработаны и внедрены в практику расчётные инженерные методы анализа динамики самолётов, их устойчивости и управляемости при дозвуковых и сверхзвуковых скоростях полёта, исследованы вопросы рациональной автоматизации управления самолётом; на основе теоретических исследований выявлен ряд особенностей динамики сверхзвуковых самолётов. Широко используются в практике предложенные **Б.** критерии качества переходных процессов в продольном и боковом движении летательного аппарата. Премия имени Н. Е. Жуковского (1979). Ленинская премия (1961). Награжден 3 орденами Ленина, орденом Трудового Красного Знамени, медалями.

Соч.: Аэродинамика самолета. Динамика продольного и бокового движения, М. 1979; Динамика самолета. Пространственное движение, М., 1983 (обе совместно с Р. В. Студневым).

Г. С. Бюшгенс.

**вакуумная аэродинамическая труба** — аэродинамическая труба, работающая при низких давлениях. Рабочий газ поступает из баллона или атмосферы через регулятор давления, *подогреватель* и сопло в окружённую вакуумной камерой рабочую часть (см. рис.), где размещается модель летательного аппарата с поддерживающими её устройствами и измерительная аппаратура. Иногда за рабочей частью устанавливают цилиндрический *диффузор*. Откачка газа из **В. а. т.** до давления  $1\text{—}10^{-2}$  Па ( $10^{-2}\text{—}10^{-4}$  мм рт. ст.) производится вакуумной системой, состоящей обычно из устанавливаемых последовательно механических (форвакуумных) и паромасляных насосов. Большие перспективы открывает использование в **В. а. т.** криогенных насосов, которые, по сравнению с паромасляными и вакуумными насосами других типов, потребляют меньшую мощность и имеют меньшие габариты при одинаковой производительности. В **В. а. т.** с такими насосами может быть реализован как стационарный режим работы с небольшим расходом газа, так и импульсный — со временем работы 0,1—5 с и увеличенным в 10 раз и более расходом.

Степень разрежённости газа в рабочей части характеризуется *Кнудсена числом* **Kn**. Обычные **В. а. т.** работают в области переходных режимов течения ( $0,25 < \text{Kn} < 10$ ) и режимов со скольжением ( $10^{-3} < \text{Kn} < 0,25$ ; смотри *Разреженных газов динамика*). При получении потоков разрежённого газа с помощью *Лаваля сопла* в его расширяющейся части быстро нарастает

*пограничный слой*, который препятствует реализации режима. Эту трудность обходят путём использования так называемых недорасширенных сопел или диафрагм. Заметное уменьшение толщины пограничного слоя можно получить, используя *отсос пограничного слоя*.

Для получения потоков газа с числам  $Kn > 10$  используются **установки со свободномолекулярным пучком**, отличающиеся от собственно **В. а. т.** тем, что в их рабочей камере устанавливаются поперечные перегородки — сепаратор и система коллиматоров — с отверстиями для прохождения потока. Из разогнанного в сопле газа выделяется свободномолекулярный пучок со скоростями, одинаковыми по направлению и модулю. При этом большая часть газа, вытекающего из сопла, откачивается одной группой насосов до давления  $\sim (1-10^{-2})$  Па, а собственно свободномолекулярный пучок — другой группой до давления  $(10^{-2}-10^{-4})$  Па.

Для измерения давления в вакуумных магистралях и в рабочей части применяются различные типы вакуумметров, наиболее распространёнными из которых являются термомпарные и ионизационные. Для измерений *аэродинамических сил и моментов* применяются *весы аэродинамические* с размером отсчёта до долей мг. *Визуализацию течений* проводят с помощью тлеющего разряда и электронного пучка.

*А. Л. Искра.*

Схема вакуумной аэродинамической трубы: 1 — баллон с рабочим газом; 2 — регулятор давления; 3 — подогреватель; 4 — сопло; 5 — рабочая часть; 6 — диффузор; 7 — холодильник; 8 — вакуумная ёмкость; 9 — высоковакуумные насосы; 10 — форвакуумные насосы.

**валёжка летательного аппарата** — самопроизвольное кренение летательного аппарата (см. *Крен*). Интенсивность и направление **В.** определяются асимметрией летательного аппарата относительно вертикальной плоскости и уменьшением эффективности органов поперечного управления, обусловленным недостаточной жёсткостью крыла при больших скоростных напорах (см. *Реверс*) либо влиянием сжимаемости воздуха при малых. Чем меньше поперечная управляемость (см. *Боковая управляемость*) и больше боковая несимметрия летательного аппарата, тем с меньших *приборных скоростей* обнаруживается тенденция летательного аппарата к валёжке. **В.** может быть одной из причин, ограничивающих лётные возможности летательного аппарата. Основными мерами борьбы с **В.** являются повышение *эффективности органов управления* поперечным движением и уменьшение конструктивной несимметрии летательного аппарата.

**Валландер** Сергей Васильевич (1917—1975) — советский учёный в области механики, член-корреспондент АН СССР (1966). Окончил Ленинградский университет (1939); там же преподавал в 1946—1975 (профессор с 1950). Основные труды по газовой динамике, гидродинамике турбомашин, аэродинамике разрежённых газов, теории трёхмерных течений. Работы **В.** по газовой динамике нашли широкое применение: им рассмотрены пространственные установившиеся безвихревые течения газа, используемые для расчёта сверхзвукового обтекания некоторых типов крыльев конечного размаха; исследовано трёхмерное неустановившееся течение в пространственной круговой решётке конечной ширины. Государственная премия СССР (1973). Награждён орденом Ленина, 2 орденами Красного Знамени, орденом Красной Звезды, медалями.

**Соч.:** Вероятностное описание случайного процесса движения разреженного газа, «Доклады АН СССР». 1965. т. 162, №2.

**Вальтер** Пётр Александрович (1888—1947) — советский учёный в области аэро- и гидродинамики, член-корреспондент АН СССР (1933), профессор (1937). Окончил Московский университет (1910), учился в Гёттингенском университете (1911—1912); окончил Московское высшее техническое училище (1920), там же преподавал (1921—1928). С 1924 работал в Центральном аэрогидродинамическом институте. Основные работы: теоретические исследования по аэродинамике турбин, гидравлике, теории упругости; проектирование турбинных колёс осевого типа. Один из инициаторов организации Института гидродинамики АН СССР. Был необоснованно

репрессирован и в 1937—1947 находился в заключении, работая в специальных организациях НКВД (в том числе в ЦКБ-29) над новой авиационной техникой.

## П. А. Вальтер.

**«Вариг»** (VARIG, Via {{cã}}o A {{é}}rea Rio-Grandense) — национальная авиакомпания Бразилии. Осуществляет перевозки в страны Западной Европы, Африки, а также в США и Японию. Основана в 1927. В 1989 перевезла 7,2 миллионов пассажиров, *пассажирооборот* 16,19 миллиардов пассажиро-км. Авиационный парк — 74 самолёта.

**вариометр** (от латинского *variō* — изменяю и греческого *metr{{é}}*o — измеряю) — пилотажный прибор для измерений скорости подъёма и спуска летательного аппарата, а также указания горизонтальности полёта. **В.** измеряет разность давлений воздуха в атмосфере и внутри корпуса прибора, сообщающегося с атмосферой капилляром. Эта разность давлений возникает при изменении высоты полёта и исчезает, когда летательный аппарат летит на постоянной высоте.

**варшавская конвенция 1929** для унификации некоторых правил, касающихся международных воздушных перевозок. Подписана в Варшаве 12 октября 1929. На 1 января 1990 её участниками были 123 государства (СССР с 1934). **В. к. 1929** — основной международно-правовой документ, регулирующий международные воздушные перевозки и ответственность перевозчика. Конвенция применяется при международной перевозке, если место отправления и место назначения вне зависимости от того, имеется ли перерыв в перевозке или перегрузка, расположены на территориях двух государств — участников конвенции или на территории одного и того же государства — участника конвенции, если предусмотрена остановка на территории других государств независимо от того, является ли это государство участником **В. к. 1929**. Воздушная перевозка, выполняемая несколькими последовательными перевозчиками, рассматривается как единая перевозка. Конвенция предусматривает, что договор перевозки оформляется соответствующими *перевозочными документами*, она содержит положения о некоторых условиях перевозок — в основном это касается грузов (право распоряжения грузом, порядок его выдачи и т. п.).

Главным в **В. к. 1929** является определение порядка и пределов ответственности перевозчика за вред, причинённый в результате смерти пассажира или нанесения ему телесного повреждения, в случае уничтожения, утери или повреждения багажа и груза, а также за просрочку в их доставке (см. также *Ответственность имущественная*).

В 1955 был заключён Гаагский протокол о поправках к **В. к. 1929** (его участниками на 1 января 1990 являлись 109 государств, в том числе СССР). Протокол внёс в **В. к. 1929** ряд поправок, направленных на упрощение формы перевозочных документов и порядка их использования. В протоколе предусматривается, что перевозчик не может ссылаться на положения **В. к. 1929**, освобождающие его от ответственности или ограничивающие её, если в билете будет отсутствовать уведомление о применимости к данной перевозке **В. к. 1929** (аналогичные положения в самой конвенции относились только к багажу и грузу). Уточнены сроки предъявления претензий к перевозчику.

Некоторые государства являются одновременно участниками **В. к. 1929** и Гаагского протокола. **В. к. 1929** и Гаагский протокол образуют так называемую Варшавско-Гаагскую систему ответственности при международных воздушных перевозках, носящую, по существу, универсальный характер. Для государств — участников обоих этих актов **В. к. 1929** и Гаагский протокол должны рассматриваться как единый документ «Варшавская конвенция с изменениями, внесенными в Гааге в 1955».

Гаагский протокол применяется только к такой международной перевозке, которая осуществляется между государствами — участниками этого протокола или между пунктами на территории одного государства-участника, если предусмотрена остановка в другом государстве. Если перевозка

начинается или заканчивается в государстве, являющемся участником только **В. к. 1929**, то она применяется без учета изменений, внесённых Гаагским протоколом.

В 1961 была заключена Гвадалахарская конвенция, дополняющая **В. к. 1929**. На 1 января 1990 её участниками являлись 66 государств (СССР с 1983). В Гвадалахарской конвенции под Варшавской конвенцией понимается либо **В. к. 1929**, либо **В. к. 1929** с изменениями, внесёнными Гаагским протоколом 1955 (в зависимости от того, каким из этих документов регулируется та или иная перевозка по договору перевозки). Гвадалахарская конвенция вводит понятия «перевозчик по договору» и «фактический перевозчик», имея в виду перевозчика, заключившего договор перевозки, и перевозчика, уполномоченного им осуществлять всю перевозку или её часть. Фактический перевозчик приравнивается к перевозчику по договору (например, при аренде воздушных судов, по некоторым видам чартеров); устанавливается их солидарная ответственность перед пассажирами, отправителями и получателями. Действия или бездействие перевозчика по договору не могут налагать на фактического перевозчика ответственность, превышающую пределы, предусмотренные **В. к. 1929**, в том числе в случае заключения перевозчиком по договору особых соглашений по этому вопросу.

*В. С. Грязнов.*

**Васенко** Андрей Богданович (1899—1934) — советский воздухоплаватель. Участник Гражданской войны. В 1922—1927 учился в Ленинградском институте путей сообщения на факультете воздушного транспорта; одновременно работал в Павловской аэрологической обсерватории. Преподавал аэрологию в Ленинградском институте путей сообщения. Вёл научно-исследовательские работы по аэрофотосъёмке. Конструктор стратостата «Осоавиахим-1». Участник полёта на нём 30 января 1934 (совместно с *И. Д. Усыскиным* и *П. Ф. Федосеенко*), когда была достигнута высота 22 км. При спуске оболочка стратостата разрушилась, экипаж погиб. Урна с прахом в Кремлёвской стене. Награждён орденом Ленина (посмертно).

*Лит.: Абрамов А., У Кремлевской стены, 5 изд., М., 1983.*

**А. Б. Васенко.**

**Васильев** Александр Алексеевич (1882—1918) — один из первых русских летчиков. По профессии адвокат. Окончил во Франции лётную школу Блерио (1910). Победитель *перелёта* Петербург — Москва в июле 1911, а в октябре 1913 — Петербург—Москва—Петербург. Установил несколько авиационных рекордов. Обладая высоким мастерством пилотирования, в течение нескольких лет совершал публичные полёты, популяризируя успехи авиации. В начале Первой мировой войны вступил добровольцем в армию. В августе 1914, выполняя разведывательный полёт, **В.** из-за повреждения мотора осколками снаряда сделал вынужденную посадку в районе Львова и попал в плен к австрийцам. После неудавшегося побега был заключён в лагерь строгого режима. Умер в плену.

**А. А. Васильев.**

**Васин** Валентин Петрович (р. 1923) — советский летчик-испытатель, генерал-майор авиации (1976), заслуженный лётчик-испытатель СССР (1966), Герой Советского Союза (1957). Окончил Чугуевское военное авиационное училище лётчиков (1944), Школу лётчиков-испытателей (1953), Московский авиационный институт (1959). С 1951 на испытательной работе в Лётно-исследовательском институте. Проводил заводские испытания самолетов конструкции А. И. Микояна СМ-12, СМ-50, Е-50 (с комбинированной силовой установкой), государственные испытания истребителей Су-7, Су-9, Су-11, *МиГ-21* (в том числе на критических режимах полёта), исследовал полёты на вертолётах *Ми-1*, Ми-4, Ми-8, Ми-10. Участвовал в подготовке космонавтов к полётам в условиях невесомости на специально оборудованных самолётах-лабораториях. Летал на самолётах свыше 100 типов. Награждён 2 орденами Ленина, орденом Октябрьской Революции, медалями.

В. П. Васин.

**«ВАСП»** (VASP, Via **o** A **gea** S **o** Paulo) — авиакомпания Бразилии. Осуществляет внутренние перевозки. Основана в 1933. В 1989 перевезла 5 миллионов пассажиров, *пассажирооборот* 4,64 миллиардов пассажиро-км. Авиационный парк — 32 самолёта.

**ВД** — марка авиационных двигателей, созданных в опытном конструкторском бюро под руководством *В. А. Добрынина* (см. *Рыбинское конструкторское бюро моторостроения*). Двигатели, разработанные его преемником *П. А. Колесовым*, имеют марку РД.

Основанию опытному конструкторскому бюро в 1939 предшествовала разработка в Московском авиационном институте проекта авиационного поршневого двигателя М-250, первый экземпляр которого был построен в 1941. Работы опытного конструкторского бюро по доводке и модернизации двигателя М-250 (1941—1951) завершились созданием двигателя ВД-4К, который в 1951 прошёл государственные стендовые и лётные (на самолёте Ту-85) испытания и был запущен в серийное производство. ВД-4К представляет собой комбинированную силовую установку, состоящую из 24-цилиндрового поршневого двигателя с жидкостным охлаждением и с непосредственным впрыском в цилиндры лёгкого топлива, трёх импульсных турбин, использующих кинетическую энергию выпускных газов и передающих мощность непосредственно на вал винта, и турбокомпрессора с регулируемым реактивным соплом. Турбокомпрессор установлен отдельно от двигателя и соединён с ним воздушными и газовыми коммуникациями. Мощность передаётся на вал винта через одновальный планетарный редуктор. В носке редуктора — вентилятор для обдува радиаторных установок и газовых коммуникаций. Высотность двигателя обеспечивается совместной работой нагнетателя турбокомпрессора и нагнетателя, приводимого от двигателя. Управление осуществляется автоматически с помощью подвижного конуса реактивного сопла и заслонки перепуска газов, а также вручную дросселем малого газа. Термодинамическая схема двигателя обеспечила получение высокой экономичности — удельный расход топлива 0,251 кг/(кВт\*ч). ВД-4К стал самым экономичным среди отечественных и зарубежных авиационных двигателей.

С 1952 опытное конструкторское бюро работает над созданием турбореактивного двигателя. Первый из них — одноконтурный ВД-7Б. Двигатель состоит из осевого девятиступенчатого компрессора, прямоочной камеры сгорания трубчато-кольцевого типа, двухступенчатой турбины и нерегулируемого реактивного сопла. Тяга на взлётном режиме 93,2 кН, удельный расход топлива 0,082 кг/(Н\*ч), расход воздуха 176 кг/с, максимальная степень повышения давления в компрессоре 11,2. В двигателе применены принципиально новые для того времени технические решения ряда узлов и систем: высоконапорный компрессор с малым числом ступеней, первая сверхзвуковая ступень компрессора, регулируемый входной направляющий аппарат, регулирование режимов по приведённой частоте вращения. Двигатель устанавливался на самолёте 3М конструкции *В. М. Мясищева*. Серийно выпускался в 1958—1967.

Следующий двигатель, созданный опытным конструкторским бюро, — ВД-7М (модификация ВД-7Б, отличающаяся от него главным образом наличием форсажной камеры). Максимальная тяга на бесфорсажном режиме у земли у ВД-7М возросла по сравнению с ВД-7Б до 103 кН благодаря повышению температуры газа перед турбиной и увеличению расхода воздуха вследствие раскрытия входного направляющего аппарата. Степень форсажа 1,52. Управление двигателем на всех режимах осуществляется единым рычагом управления. Регулирование на форсажных режимах производится по закону сохранения постоянства степени расширения газов в турбине. Серийно выпускался в 1960—1965.

РД-7М2 — следующая модификация ВД-7Б. В двигателе увеличена максимальная приведённая частота вращения, введена более производительная первая ступень компрессора, раскрыт входной направляющий аппарат, увеличена температура газов в форсажной камере, введено сверхзвуковое регулируемое сопло. Благодаря этим изменениям существенно повышена тяга; что позволило увеличить максимальную скорость полёта самолёта Ту-22, на котором устанавливался двигатель, и

улучшить другие лётно-технические характеристики (тяга РД-7М2 на взлётном режиме с форсажем 157 кН). Двигатель серийно выпускался в 1965—1977.

С 1965 опытное конструкторское бюро работает над двигателями для сверхзвуковых самолётов, имеющих крейсерскую скорость полёта 2000—3000 км/ч. К таким двигателям относится РД36-41, созданный для самолётов многоцелевого назначения с длительным режимом сверхзвукового полёта ( $M_{\infty} = 3$ ) с тягой на взлётном режиме 162 кН. Двигатель имеет одновальный 11-ступенчатый компрессор со сверхзвуковой первой ступенью, кольцевым корпусом, барабанно-дисковым ротором. Входной направляющий аппарат, направляющие аппараты 1—4-й и 7—10-й ступеней компрессора выполнены поворотными с управлением по приведённой частоте вращения. Камера сгорания трубчато-кольцевой схемы. Двухступенчатая турбина имеет воздушное охлаждение сопловых аппаратов обеих ступеней, рабочих лопаток первой ступени, дисков и корпусов. Система охлаждения — регулируемая. Для повышения коэффициента полезного действия турбины применены сотовые уплотнения в радиальных зазорах над рабочими лопатками и в уплотнениях между ступенями. Форсажная камера имеет низкие гидравлические потери и высокую полноту сгорания при сравнительно короткой длине. К её особенностям относятся: фронтное устройство, состоящее из трёх кольцевых V-образных стабилизаторов; трёхкаскадная система топливопитания, поддерживающая оптимальное давление топлива перед форсунками во всём диапазоне расхода топлива; розжиг, осуществляемый с помощью факельного воспламенения топлива; внутреннее охлаждение камеры, обеспечиваемое гофрированным перфорированным экраном, установленным по всей длине камеры. Сопло двигателя — всережимное с регулированием площади критического сечения, имеет три ряда подвижных створок, управляемых шестью силовыми цилиндрами, и неподвижную обечайку, которая обеспечивает внешнее обтекание сопла.

Для сверхзвукового пассажирского самолёта Ту-144Д создан одновальный бесфорсажный турбореактивный двигатель РД36-51А, обеспечивающий минимально возможные удельные расходы топлива на режиме сверхзвукового крейсерского полёта и требуемую тягу на режимах трансзвукового разгона при достаточной экономичности на крейсерских дозвуковых режимах полёта. Взлётная тяга 196 кН, удельный расход топлива 0,09 кг/(Н\*ч), расход воздуха 279 кг/с. Компрессор двигателя 14-ступенчатый со сверхзвуковой первой ступенью. Рабочие лопатки первых трёх ступеней имеют antivибрационные полки. Регулирование компрессора производится по приведённой частоте вращения направляющими аппаратами пяти передних и пяти задних ступеней.

Корпус и ротор компрессора, а также гидравлическая часть камеры сгорания выполнены по традиционным для опытного конструкторского бюро схемам. Силовая схема камеры конструктивно выполнена на одной опоре. К конструктивным особенностям трёхступенчатой турбины двигателя относятся: расположение ротора между опорами; упругое демпфирующее устройство с гибкими элементами в опоре; коническая форма вала.

На двигателе применено всережимное сверхзвуковое сопло с центральным телом. Регулирование площади критического и выходного сечений сопла осуществляется перемещением в осевом направлении конуса центрального тела относительно неподвижной профилированной наружной обечайки. Конус управляется следящим силовым гидроцилиндром двустороннего действия. Площадь критического сечения сопла изменяется по положению рычага управления двигателем. Двигатель имеет систему струйного шумоглушения, подающую воздух в газовый поток через отверстия в центральном теле. С целью уменьшения габаритов двигателя и удовлетворения ряда эксплуатационных требований привод самолётных агрегатов выполнен отдельным узлом, размещённым в отсеке крыла. Мощность на этот привод подводится через карданный вал либо от ротора двигателя, либо от воздушной турбины, установленной на двигателе и имеющей независимое от него питание сжатым воздухом. Раскрутка двигателя при запуске производится от той же воздушной турбины. Двигатель РД36-51А прошёл государственные стендовые и лётные (на самолёте Ту-144Д) испытания.

С 1965 в опытном конструкторском бюро ведутся также разработки подъёмных двигателей для самолётов укороченного и вертикального взлёта и посадки. Создано несколько модификаций для самолётов *Cy, МиГ, Ан*.

В 1969 опытное конструкторское бюро разрабатывает подъёмный двигатель РД36-35ФВ для самолета вертикального взлета и посадки Як-38. Ряд оригинальных конструкторских решений в сочетании с применением лёгких материалов позволил создать малогабаритный двигатель с низкой удельной массой. Двигатель имеет осевой шестиступенчатый компрессор, первая ступень которого — сверхзвуковая с целевой проставкой, обеспечивающей устойчивую работу компрессора без механизации. Камера сгорания двигателя — прямоточная, кольцевая, короткая (отношение длины к диаметру 1,8), турбина — одноступенчатая с охлаждаемыми сопловыми и рабочими лопатками, сопло — кольцевое, сужающееся, поворотное. Ротор компрессора и турбины — двухпорный. В передней опоре ротора расположен упругий демпфер с втулкой трения, поглощающий вибрации ротора. Система смазки — неприводная, автоматическая, циркуляционная. Топливный насос располагается в коке двигателя и приводится непосредственно от ротора. Запуск двигателя на земле производится при раскрутке ротора воздухом, отбираемым от маршевого двигателя, а в полёте — при авторотации. Двигатель и его модификация выпускаются серийно с 1972.

*А. С. Новиков.*

**вдув в пограничный слой** — подвод жидкости или газа в пограничный слой через проницаемую поверхность обтекаемого тела. При этом на проницаемой поверхности нормальный к ней компонент  $\{\{v\}\}$  вектора скорости газа (жидкости) принимает положительное, значение и определяет собой скорость вдува  $\{\{v_0\}\}$ . Локальной размерной характеристикой вдува является его интенсивность  $\{\{p_0 v_0\}\} = \lim_{\{\{\Delta\}\}S \rightarrow 0} \{\{\Delta\}\}m / \{\{\Delta\}\}S$ , где  $\{\{\Delta\}\}m$  — секундный расход вещества, подводимого через элементарную площадку  $\{\{\Delta\}\}S$  проницаемой поверхности,  $\{\{p_0\}\}$  — плотность вдуваемого вещества на поверхности тела. При анализе прикладных задач для характеристики интенсивности вдува вводится безразмерная величина  $a_+$ , называемая обычно параметром вдува при  $a_+ > 0$  или параметром отсоса при  $a_+ < 0$  (см. *Отсос пограничного слоя*). В частности, для плоского ламинарного течения  $a_+$  пропорционален соотношению  $(\{\{p_0 v_0\}\}) (\{\{p\}\}u_e)^{-1} (Re)^{1/2}$ , где  $Re = \{\{p\}\}u_e L / \{\{\mu\}\}_e$  *Рейнольдса число*,  $u$  — продольный компонент вектора скорости,  $\{\{p\}\}$  — плотность,  $\{\{\mu\}\}$  — динамическая вязкость,  $L$  — характерный линейный размер, индекс «e» обозначает значение величины на внешней границе пограничного слоя. В рамках теории пограничного слоя должно выполняться условие  $\{\{v_0\}\}/u_e \ll 1$ , или  $a_+ \sim 0(1)$ . При нарушении этого условия вдув влияет не только на течение в пограничном слое, но и на внешний невязкий поток.

Наличие вдува приводит к снижению местных значений напряжения трения и теплового потока и утолщению пограничного слоя; кроме того, вдув способствует дестабилизации *ламинарного течения* (профиль скорости имеет точку перегиба, *рис. 1* и может вызвать более ранний переход к турбулентному режиму течения. Количественное воздействие вдува на пограничный слой зависит от многих факторов: интенсивности вдува и закона его распределения на обтекаемой поверхности, теплофизических свойств вдуваемого вещества, режима течения и т. д. На *рис. 2* показано изменение теплового потока на поверхности пластины в зависимости от параметра вдува инородного газа в ламинарный пограничный слой, когда интенсивность вдува пропорциональна  $x^{1/2}$ , где  $x$  — продольная координата, отсчитываемая от острой кромки пластины (так называемый *автомодельный вдув*). Увеличение  $a_+$  приводит к сильному снижению теплового потока на всей обтекаемой поверхности. Для уменьшения расхода охладителя вдув можно осуществлять лишь на некотором начальном участке поверхности, где местные тепловые потоки при отсутствии вдува особенно велики; при этом снижение теплового потока происходит не только на проницаемом участке поверхности, но и достаточно далеко за ним — *последствие вдува*. В силу указанных закономерностей **В. в п. с.** является эффективным средством защиты обтекаемой поверхности летательного аппарата от аэродинамического нагрева.

Рис. 1. Профили скоростей в ламинарном пограничном слое на продольно обтекаемой пластине при наличии автомодельного вдува или отсоса газа при различных значениях параметра вдува  $a_+$ :  $\{\{\eta\}\}$  — преобразованная координата, ортогональная обтекаемой поверхности;  $\{\{\circ\}\}$  — точка перегиба.

Рис. 2. Влияние вдува инородного газа (гелия) на местный тепловой поток на изотермической поверхности пластины, обтекаемой под нулевым углом атаки сверхзвуковым потоком совершенного газа при различных значениях параметра вдува  $a_+$ :  $L$  — характерный линейный размер;  $\{\{\text{формула}\}\}$ ;  $q\{\{\omega\}\}$   $q\{\{\omega\}\}_0$  — местные тепловые потоки при наличии и отсутствии вдува газа; прямые — вдув вдоль всей поверхности, кривые — вдув только вблизи кромки (при  $x/L > 0,1$  поверхность непроницаемая).

**Ведров** Всеволод Симонович (1902—1983) — советский учёный в области теории движения летательных аппаратов, автоматического регулирования и динамики летательных аппаратов, доктор технических наук (1944), профессор (1944), заслуженный деятель науки и техники (1967). После окончания Московского высшего технического училища (1929) работал в Центральном аэрогидродинамическом институте (до 1941), затем в Летно-исследовательском институте (старший научный сотрудник, заместитель директора). Проводил лётные исследования, участвовал в испытаниях и доводке первых турбореактивных двигателей в СССР. Награждён орденами Ленина, Отечественной войны 1-й степени, Красной Звезды, медалями.

**Веллинг** Борис Константинович (1892—1923) — русский советский лётчик, участник первых советских *перелётов*. После окончания Московской школы авиации (1915) находился в действующей армии. В 1916 назначен инструктором Московской школы авиации, где в 1917 выбран личным составом её начальником. Сражался на Восточном и Туркестанском фронтах (1919). В 1921—1923 совершил ряд первых дальних перелётов, в том числе по маршруту Полторацк (Ашхабад) — Каган — Керки — Термез и обратно (1921). В 1922 назначен начальником отдела учебных заведений Воздушного Флота РСФСР. Погиб при выполнении тренировочного полёта.

В. К. Веллинг

**велосипедное шасси** — смотри в статье *Шасси*.

**Вельнера — Жуковского формула** [по именам австрийского учёного Г. Вельнера (G. Wellner) и Н. Е. Жуковского] — связывает тягу  $T$  [кгс] несущего (воздушного) винта, работающего на месте, с затрачиваемой на вращение мощностью  $N$  [л.с.] при известных диаметре винта  $D$  [м] и относительном коэффициенте полезного действия винта  $\{\{\eta\}\}_0$ . Для стандартных атмосферных условий на уровне моря **В. — Ж. ф.** записывается в виде:  $T = (33,25\{\{\eta\}\}_0ND)^{2/3}$ . Если выразить величины, входящие в **В. — Ж. ф.** в единицах СИ ( $T$  в Н,  $N$  в кВт), то формула примет вид:  $T = (750\{\{\eta\}\}_0ND)^{2/3}$ . По определению коэффициент  $\{\{\eta\}\}_0$  равен отношению идеальной мощности, определяемой применением законов сохранения, к реальной потребной мощности. **В. В. — Ж. ф.**  $\{\{\eta\}\}_0$  можно рассматривать также как эмпирический коэффициент, определённый по большому числу экспериментов; типичные значения  $\eta_0$  для несущих винтов составляют 0,7—0,75.

**вентилятор** (латинское ventilator, буквально — веяльщик, от ventilo — вею, махаю, дую) **турбореактивного двухконтурного двигателя** — часть компрессора турбореактивного двухконтурного двигателя работающая обычно на оба контура. В зависимости от *степени двухконтурности* двигателя **В.** может быть одно- или многоступенчатым. **Одноступенчатый В.** (рис. 1) применяется на двухконтурных двигателях с большой степенью двухконтурности, предназначенных для дозвуковых пассажирских и транспортных самолётов; оптимальная степень повышения давления **В.** при этом лежит в пределах  $\{\{\pi\}\}_0 = 1,2—1,7$ . Для снижения уровня шума **В.** изготавливается без входного направляющего аппарата, а выходной направляющий аппарат

отодвигается от рабочего колеса на значительное расстояние. Для уменьшения веса и миделевого сечения **В.** выполняется с втулками относительно малого диаметра (отношение диаметра втулки на входе в колесо к диаметру колеса 0,3—0,4) и рабочими лопатками большого удлинения (отношение высоты лопатки к её хорде 3,5—4,5), имеющими антивибрационные полки. Лопатки выходного направляющего аппарата обтекаются дозвуковым потоком, а лопатки рабочего колеса — до- или сверхзвуковым потоком. Переход к сверхзвуковым скоростям обтекания позволяет увеличить частоту вращения ротора и соответственно уменьшить число ступеней турбины, приводящей **В.**

**Многоступенчатый В.** (рис. 2) используется на двигателях с малой степенью двухконтурности, предназначенных для самолётов со сверхзвуковой скоростью полёта. В зависимости от степени двухконтурности он обеспечивает  $\{\{\pi\}\}_в = 3—5$ . На первых образцах двигателей такого типа применялись многоступенчатые **В.** с малыми окружными скоростями, лопатки которых обтекались дозвуковым потоком. В последующем в качестве первых ступеней стали использоваться ступени, манатки рабочих колёс которых обтекались сверхзвуковым потоком, что позволило увеличить окружные скорости, уменьшить число ступеней **В.** и его массу.

Ю. Н. Васильев

Рис. 1. Схема одноступенчатого вентилятора: 1 — рабочее колесо; 2 — антивибрационная полка; 3 — выходной направляющий аппарат; 4 — разделительная перегородка.

Рис. 2. Схема многоступенчатого вентилятора.

**Вентури трубка** [по имени итальянского учёного Дж. Вентури (G. Venturi)] — устройство для измерения скорости потока (расхода) жидкой или газообразной среды, представляющее собой осесимметричную трубку (см. рис.) с каналом переменной сечения в виде конических конфузора и диффузора (первый короче второго). В **В. т.** скорость потока изменяется, вызывая изменение давления. Возникающий перепад давлений  $p_2 - p_1$ , где  $p_2$  — давление во входном сечении **В. т.**,  $p_1$  — давление в самом узком сечении, однозначно связан со скоростью  $\{\{v\}\}$  потока во входном сечении соотношением  $\{\{v\}\} = [\{\{\xi\}\}(p_2 - p_1)/\{\{\rho\}\}]^{1/2}$ , где  $\{\{\xi\}\}$  — коэффициент, учитывающий отношение диаметров входного и самого узкого сечений, неравномерность распределения скорости по сечению и другие факторы (зависит от *Рейнольдса числа* и определяется экспериментально);  $\{\{\rho\}\}$  — плотность среды. По сравнению с другими *приёмниками давлений*, **В. т.** имеет большую чувствительность. При малых числах Рейнольдса (малых скоростях) эффективность **В. т.** резко падает из-за преобладания сил вязкости над силами инерции жидкости или газа, в результате чего *пограничный слой* заполняет всё сечение канала и преобладающим становится внешнее обтекание трубки. Верхний предел измеряемой скорости определяет такая скорость набегающего потока при которой в самом узком сечении скорость потока достигает *скорости звука*; **В. т.** становится неэффективной, поскольку с дальнейшим увеличением скорости набегающего потока ( $p_2 = \text{const}$ ) разность  $p_2 - p_1$  остаётся неизменной.

И. И. Юшков.

Трубка Вентури: 1 — конфузор; 2 — диффузор.

**Верников** Яков Ильич (р. 1920) — советский лётчик-испытатель, генерал-майор авиации (1971), заслуженный лётчик-испытатель СССР (1960), мастер спорта СССР (1975), Герой Советского Союза (1944). Окончил Одесскую военную авиационную школу (1940), Военно-воздушную академию (1956; ныне имени Ю. А. Гагарина). Участник Великой Отечественной войны. В ходе войны совершил около 450 боевых вылетов, сбил 16 самолётов противника. Работал в Лётно-исследовательском институте и опытном конструкторском бюро С. В. Ильюшина и А. С. Яковлева. Проводил заводские испытания опытных самолётов Ан-9, Ан-10, Ан-12, испытания реактивных истребителей на штопор, перевёрнутый штопор, тяжёлых самолётов на критических режимах полёта. Установил 4 мировых рекорда подъёма груза на высоту на самолёте Ил-76. Награждён

2 орденами Ленина, орденом Октябрьской Революции, 4 орденами Красного Знамени, орденами Отечественной войны 1-й степени. Трудового Красного Знамени, 3 орденами Красной Звезды, медалями.

Я. И. Верников.

**вертикальная скорость** — изменение высоты полёта за единицу времени. **В. с.** равна вертикальной составляющей *скорости* летательного аппарата.

**вертикальное оперение** — вертикальная аэродинамическая поверхность (поверхности) летательного аппарата, обеспечивающая его путевую *устойчивость* и *управляемость*. На большинстве самолётов **В. о.** располагается в плоскости симметрии на вершине хвостовой части фюзеляжа (см. рис.). Основная, передняя, как правило неподвижная, часть **В. о.** (*киль*) обеспечивает путевую устойчивость летательного аппарата. На задней части киля обычно помещают подвижную аэродинамическую поверхность — руль направления (РН). РН (см. *Рули управления*) обеспечивает путевую управляемость и *балансировку* летательного аппарата относительно вертикальной оси, например, при полёте с боковым ветром или с отказавшим двигателем. При переходе от дозвуковых к сверхзвуковым скоростям полёта аэродинамическая эффективность несущих поверхностей (как и *эффективность органов управления*) существенно снижается, в связи с чем на некоторых маневренных сверхзвуковых самолётах используют целиком поворотное **В. о.** (без РН). В некоторых случаях для повышения путевой устойчивости на летательный аппарат устанавливают подфюзеляжные *гребни аэродинамические*. Наличие на маневренных сверхзвуковых самолётах внешних подвесок, требующих дополнительных мер по повышению путевой устойчивости летательного аппарата, а также снижение эффективности **В. о.** на больших углах атаки и при переходе к сверхзвуковым скоростям полёта приводит к тому, что обеспечить устойчивость самолёта однокилевым **В. о.** (при разумных его размерах) невозможно. По этим причинам иногда используют двухкилевое **В. о.**, кили (килевые шайбы) которого располагают на крыле, фюзеляже, на концах *стабилизатора* или хвостовых балках. Использование двухкилевого **В. о.** может быть обусловлено также компоновочными соображениями (например, у самолётов «летающее крыло»), необходимостью перевозки на фюзеляже крупногабаритных грузов или установкой на нём больших внешних радиолокаторов. (Отметим, что аэродинамическая эффективность единицы площади двухкилевого **В. о.** ниже, чем у однокилевого, из-за *интерференции аэродинамической* между килем.)

Эффективность **В. о.**, оцениваемая по приросту путевой *статической устойчивости* летательного аппарата за счёт установки **В. о.**, определяется его аэродинамической компоновкой и пропорциональна статическому моменту  $V_{в.о.}$  площади **В. о.**;  $V_{в.о.} = \frac{S_{в.о.}}{S_{крыла}} L_{в.о.}$ , где  $S_{в.о.}$  — относит. площадь **В. о.** (отношение площади **В. о.** к площади крыла),  $L_{в.о.}$  — относительное плечо **В. о.** (см. *Плечо оперения*). Обычно значения  $V_{в.о.}$  лежат в диапазоне 0,05—0,1. Основными *расчётными случаями* выбора площади **В. о.** (в том числе РН) являются обеспечение определения запаса путевой статической устойчивости (см. *Степень устойчивости*), осуществление балансировки самолёта при отказе *двигателя критического*, возможность выдерживания курса летательного аппарата при заданном боковом ветре.

Недостаточность путевой статической устойчивости летательного аппарата, вызванная малой площадью **В. о.** приводит к неудовлетворительным характеристикам его *боковой устойчивости* и *боковой управляемости* (большое время *затухания колебаний* бокового возмущённого движения, неприемлемый характер управляемого движения летательного аппарата по крену, большая нежелательная взаимосвязь крена и рыскания). В некоторых случаях удаётся уменьшить площадь **В. о.** путем использования в системе управления летательного аппарата автоматических устройств, например, автомата путевой устойчивости.

Конструкция **В. о.** аналогична конструкции крыла, площадь **В. о.** составляет 12—20% площади крыла, площадь РН — 20—30% площади **В. о.**, углы отклонения РН до 25°. Обычно **В. о.** выполняется с *удлинением*  $\lambda = 0,7—2$  и сужением  $\eta = 2—3$  (см. также *Сужение крыла*);

угол стреловидности **В. о.** меняется в широких пределах:  $\{\chi\} = 10—45\{\circ\}$ .

А. Г. Обрубов.

Однокилевое (а) и двухкилевое (б) вертикальные оперения: 1 — киль; 2 — руль направления.

**вертикальный разрез атмосферы** — графическое представление состояния атмосферы в вертикальной плоскости. На графике по оси абсцисс отмечается положение пунктов *аэрологического зондирования*, по оси ординат — высота. По результатам зондирования на бланк **В. р. а.** условными знаками наносятся температура, вертикальный градиент температуры (на рисунке слева от вертикальной прямой откладывается падение температуры с высотой, справа — рост), скорость и направление ветра и другие метеорологические элементы. Пространств. **В. р. а.** строится по синхронным данным аэрологического зондирования в несколько пунктах. Временной **В. р. а.** строится по данным последовательного зондирования атмосферы в одном пункте.

При метеорологическом обеспечении авиации информация или прогноз метеорологических условий по маршруту полёта схематически представляется в виде **В. р. а.** Перед полётами по дальним воздушным трассам командир воздушного судна вычерчивает на бланке разреза профиль рельефа трассы, отмечает прогнозируемые атмосферные фронты, расположение облачности, видимость и т. д. Правильность составления разреза проверяется дежурным синоптиком Авиационной метеорологической станции (АМС). Экипажам сверхзвуковым, самолётов в авиаметеорологическом центре или АМС вручается **В. р. а.**, для начальных и конечных участков трассы. На них указываются характеристики метеорологических условий на удалении от пунктов взлёта и посадки (от поверхности земли до высоты 18—20 км) с указанием расположения тропопаузы.

С. С. Гайгеров.

Пространственный вертикальный разрез атмосферы: 1 — значения вертикального градиента температуры ( $\{\Delta\}T/\{\Delta\}Z^{\circ}\text{C}/100\text{ м}$ ); 2 — изотерма ( $-15\{\circ\}\text{C}$ ); 3 — направление и скорость ветра (северо-западный около 305 км/ч; треугольник обозначает скорость 92,6 км/ч, длинный штрих — 18,52 км/ч, короткий штрих — 9,26 км/ч); 4 — изолинии скорости ветра (более 30 м/с — струйное течение); 5 — тропопауза; 6 — границы атмосферных фронтальных зон.

**вертолет** — летательный аппарат, у которого *подъёмная сила* и *пропульсивная сила* для горизонтального полёта создаются одним или несколькими *несущими винтами* (НВ). **В.** может совершать вертикальные взлет и посадку, неподвижно «висеть» в воздухе, перемещаться вдоль и поворачиваться относительно любой оси. При отказе двигателей **В.** продолжает полёт со снижением и осуществляет посадку на режиме авторотации винта на неподготовленную площадку. Применяя резкое увеличение угла установки лопастей непосредственно перед посадкой, можно значительно увеличить подъёмную силу и тем самым существенно уменьшить вертикальную скорость **В.** в момент посадки.

Благодаря возможности взлетать и садиться вертикально, **В.** эксплуатируется с небольших площадок. Способность неподвижно висеть позволяет **В.** производить погрузку и выгрузку грузов, не совершая посадки, а также выполнять сложные строительные-монтажные операции (см. *Вертолёт-кран*).

**В.** широко применяются в народном хозяйстве для перевозки грузов, людей, выполнения сельскохозяйственных (см. *Сельскохозяйственный летательный аппарат*) и других работ. Большую помощь оказывают **В.** в разведке и разработке нефтяных и газовых месторождений в труднодоступных районах и на море, строительстве магистральных газо- и нефтепроводов, линий электропередачи. Используются **В.** также санитарной службой (см. *Санитарный летательный аппарат*), для защиты лесов от пожаров и т. п.

**В.** входят в состав вооружённых сил всех крупных государств и предназначены для перевозки и

десантирования войск и грузов (см. *Военно-транспортный летательный аппарат*), уничтожения танков и другой техники противника, огневой поддержки войск (см. *Боевой вертолёт*), разведки (см. *Разведывательный летательный аппарат*), связи, инженерного обеспечения и выполнения других заданий. В военно-морских силах **В.** служат как поисково-спасательные (см. *Поисково-спасательный летательный аппарат*), противолодочные (см. *Противолодочный летательный аппарат*), десантно-транспортные, противокорабельные летательные аппараты, а также как тральщики.

**В.** состоит из планёра, включающего фюзеляж, шасси, а в некоторых схемах также крыло и (или) оперение, винтовой несущей системы (несущих винтов), силовой установки, электро-, радио- и навигационного оборудования. Одновинтовые **В.** с механическим приводом НВ, кроме того, имеют *рулевой винт* для уравнивания реактивного момента и для путевого управления **В.**

Основные летно-технические характеристики **В.** 80-х гг.; крейсерская скорость до 280 км/ч; макс. скорость до 350 км/ч; дальность полета до 800 км; *динамический потолок* до 6 км; *статический потолок* до 3 км и более; полезная нагрузка составляет от 0,4 т для лёгких **В.** и до 25 т для тяжёлых.

Классифицируются **В.** по следующим признакам. По числу НВ различают **В.**: одно-, двух- и многовинтовые, по их взаимному расположению — продольные, соосные, поперечные, с перекрещивающимися осями винтов (рис. 1); по числу двигателей — одно-, двух-многодвигательные; по типу привода НВ с механическим приводом от двигателя и с *реактивным приводом* (с реактивными двигателями на концах лопастей или с турбокомпрессором в фюзеляже и реактивными соплами на концах лопастей); по назначению — многоцелевые, транспортные, пассажирские, вертолёт-краны, сельскохозяйственные, спасательные, санитарные и др.; по взлётной массе или грузоподъёмности — сверхлёгкие, легкие, средние, тяжёлые, сверхтяжёлые; по типу взлётно-посадочных устройств — сухопутные и амфибии.

Наиболее распространены **В.** *одновинтовой* схемы (рис. 2) с механической трансмиссией и установленным на хвостовой балке рулевым винтом (около 95% всех построенных **В.**). Затраты на привод рулевого винта составляют 8—15% полной мощности двигателей. Рулевой винт работает в более тяжёлых условиях, чем несущий, из-за воздействия потока воздуха от НВ и наличия режима разворота **В.** относительно вертикальной оси на режиме висения. **В.** одновинтовой схемы разрабатываются большинством вертолётостроительных предприятий мира (*Московский вертолётный завод*, смотри *Ми*; *ПЗЛ «Свидник»*; фирмы «Белл», «Сикорский», «Льюз геликоптерс», «Аэроспасьяль», «Уэстленд», «Агуста» и др.).

У **В.** соосной схемы вал верхнего винта проходит через полый вал нижнего. НВ вращаются в противоположные стороны, их реактивные моменты взаимно уравниваются. **В.** имеет меньшие габариты, чем **В.** других схем. Условия работы винтов неодинаковы, так как нижний винт работает в потоке воздуха от верхнего. **В.** такой схемы разрабатываются на *Ухтомском вертолётном заводе* (см. *Ка*).

**В.** *продольной* схемы занимают второе место после одновинтовых **В.** по числу построенных за рубежом. В связи с тем, что задний винт **В.** работает в потоке переднего, условия его работы более тяжёлые, чем у изолированного винта. **В.** продольной схемы строятся фирмой «Боинг вертол» (США), а в СССР в 50-х гг. создавались на *Московском машиностроительном заводе «Скорость»* (см. *Як*).

У **В.** *поперечной* схемы НВ соединены с фюзеляжем при помощи крыльев или ферм, эта схема имеет полную аэродинамическую симметрию, что улучшает устойчивость и управляемость **В.** Взаимное влияние винтов практически отсутствует. Из-за поперечного расположения НВ улучшаются лётные характеристики на средних скоростях, допустима значительная перегрузка **В.** при взлёте с разбегом. По этой схеме были построены **В.** конструкции *И. П. Братухина* (СССР), *Г. Фокке* (Германия), а также самый тяжёлый в мире **В.** Ми-12 (СССР). Для уменьшения габаритов

**В.** поперечной и продольной схем, как правило, имеют *перекрытие несущих винтов*.

**В. с перекрещивающимися осями винтов** — разновидность **В.** поперечной схемы (крайний случай перекрытия винтов), Вращение винтов синхронизировано таким образом, что в любом положении лопасти одного винта проходят над лопастями другого. **В.** имеет малые габариты, но опасен в эксплуатации из-за низко проходящих над землёй лопастей вследствие значит. развала винтов. Винты работают в условиях существенного взаимного влияния. Производством **В.** этой схемы занималась фирма «Каман». В 60-х гг. постройка прекращена.

**В. многовинтовой** схемы (с числом винтов от 3 до 20) строились на ранних стадиях развития вертолётостроения.

В силовой установке **В.** с механическим приводом НВ применялись поршневые, а затем получили распространение в основном газотурбинные двигатели со свободной турбиной (см. *Турбовальный двигатель*). Силовая установка включает также топливную систему, систему охлаждения, маслосистему, систему управления двигателями, противопожарную систему.

По методам создания подъёмной силы, пропульсивной силы и управляющих воздействий **В.** принципиально отличается от других летательных аппаратов (пропульсивная сила, управляющие силы и моменты создаются тем же органом, который создаёт и подъёмную силу).

Подъёмная сила НВ изменяется посредством рычага «Шаг — газ», находящегося слева от кресла пилота. Перемещение рычага одновременно изменяет *общий шаг* всех лопастей и массу топлива, подаваемого в двигатели. Поворот рукоятки рычага относительно оси обеспечивает коррекцию (более точную регулировку) подачи топлива и, следовательно, мощности двигателей. С помощью ручки управления лётчик правой рукой посредством *автомата перекоса* изменяет *циклический шаг* лопастей винта, что приводит к изменению наклона вектора аэродинамической силы, создаваемой НВ. Возникающая при этом составляющая вектора в плоскости вращения винта определяет направление поступательного движения. Кроме того, изменение в этом случае плеча аэродинамической силы относительно центра масс **В.** создаёт управляющий момент в продольной или поперечной плоскости и обеспечивает управление по углам *тангажа* и *крена*. Продольное (у **В.** продольной схемы) или поперечное (у **В.** поперечной схемы) управление может также осуществляться дифференциальным изменением общего шага НВ. Для путевого управления, как и на самолёте, служат педали. На **В.** одновинтовой схемы лётчик, воздействуя на педали, через проводку управления изменяет общий шаг рулевого винта, то есть его тягу. На **В.** двух- и многовинтовой схем (кроме соосной) путевое управление осуществляется дифференциальным изменением циклического шага НВ. На **В.** соосной схемы путевое управление достигается дифференциальным изменением общего шага винтов. На одновинтовых **В.** наклон оси рулевого винта позволяет получить вертикальную составляющую тяги (до 25% тяги рулевого винта), что облегчает балансировку **В.** и улучшает его летно-технические характеристики.

На **В.** устанавливаются *стабилизаторы* и *кили* для улучшения динамической устойчивости **В.** в поступательном полёте и изменения его балансировки в нужную сторону при изменениях режима полёта. Установленное на некоторых **В.** крыло служит для разгрузки НВ при большой скорости полёта или используется в качестве кронштейна для подвесного оборудования.

**Историческая справка.** Способность вращающегося винта подниматься в воздух была известна в Китае ещё в средние века. В 1475 *Леонардо да Винчи* создал проект летательного аппарата, способного «ввинчиваться» в воздух при помощи архимедова винта (рис. в табл. 1). Первая модель **В.** — «аэродромическая машинка» — создана *М. В. Ломоносовым* в 1754. Она имела два винта, приводимые во вращение часовой пружиной. Уравновешенная через блок контргрузом, при вращающихся винтах модель могла подниматься вверх (рис. в табл. 1).

Хотя в XIX в. было построено большое число летающих моделей, создание натурального летающего **В.** стало возможным лишь с появлением в начале XX в. лёгкого двигателя внутреннего сгорания и

НВ, разработанных на основе теоретических и экспериментальных исследований Р. Фруда (Великобритания), *С. К. Джевецкого, М. А. Рыкачёва, Н. Е. Жуковского, Б. Н. Юрьева, Г. Х. Сабинина.*

Первый вертикальный подъём при помощи винтов на летательном аппарате с человеком на борту был осуществлён во Франции 29 сентября 1907 на **В.** братьев Л. и Ж. Бреге и профессора Ш. Рише. **В.**, поднимавшийся при помощи четырёх винтов на высоту 1,5 м, не имел органов управления (устойчивое положение при висении обеспечивалось механиками, поддерживавшими **В.** сбоку). Первый **В.**, способный совершать поступательный полёт, был построен В. Корню (Франция) в ноябре 1907 (рис. в табл. III). В 1912 Юрьевым был впервые построен **В.** одновинтовой схемы (рис. в табл. V). В процессе его разработки Юрьев изобрёл автомат перекоса и тщательно проработал остальные агрегаты **В.** В те же годы в России строились натурные **В.** одновинтовой (**В.** Левицкий), соосной (**К. А. Антонов, И. И. Сикорский** и др.), продольной (**Н. И. Сорокин**) и многовинтовых (**В. В. Татаринов** и др.) схем. Дальнейшее развитие **В.** шло по линии совершенствования основных его агрегатов, улучшения характеристик устойчивости и управляемости. Работы *Г. Глауэрта, К. Локка* (Великобритания), Братухия, Миля и других позволили выявить особенности аэродинамики НВ в косом потоке.

Научно-исследовательские, в том числе экспериментальные, работы привели к созданию в 30-х гг. работоспособных **В.** Вертолётная группа экспериментально-аэродинамического отдела Центрального аэрогидродинамического института (создана в 1926, возглавлялась Юрьевым) построила под руководством *А. М. Черёмухина* в 1930 первый советский **В.** ЦАГИ 1-ЭА (рис. в табл. XI). В 1932 на этом **В.** была достигнута рекордная высота 605 м (зарубежный рекорд высоты в то время составлял 18 м). В 1933 были построены модификации этого **В.** — ЦАГИ 3-ЭА, ЦАГИ 5-ЭА, а в 1936 комбинированные **В.** ЦАГИ 11-ЭА. В первой половине 40-х гг. некоторые **В.** выпускались малыми сериями (в Германии и США), но практического применения они тогда не нашли. Широкое строительство **В.** началось после окончания Второй мировой войны.

Первым отечественным **В.**, предназначенным для серийного производства, был созданный в 1940 в опытном конструкторском бюро Братухина **В.** «Омега». Начавшаяся война помешала запуску этого **В.** в серию. В последующие годы (до 1951) опытное конструкторское бюро Братухина продолжало разрабатывать **В.** поперечной схемы. В опытном конструкторском бюро Камова и опытном конструкторском бюро Яковлева были построены опытные **В.** соосной схемы. Первый советский серийный **В.** Ми-1 совершил первый полет в 1948.

В 1952 началось крупносерийное производство **В.** Ми-4, превосходившего по грузоподъёмности (1,6 т) все существовавшие в то время **В.** в мире. В 1952—1953 совершили первые полёты тяжёлый транспортный **В.** продольной схемы Як-24 и предназначенный для военно-морского флота **В.** соосной схемы Ка-15, также запущенные позже в серийное производство. С 1953—1954 началось широкое применение **В.** в армии и народном хозяйстве Советского Союза.

С появлением первых серийных машин и началом их эксплуатации особое значение приобрели проблемы обеспечения динамической прочности и устойчивости конструкции (ресурс агрегатов по условиям усталостной прочности, *флаттер* НВ, «земной резонанс», вибрации и др.), разработки методов проектирования и конструирования **В.** и его агрегатов, дальнейшего совершенствования аэродинамики **В.**, улучшения характеристик устойчивости, управляемости, манёвренности, повышения экономичности.

В вертолётостроении определились две линии развития: рост грузоподъёмности и улучшение удельных летно-технических характеристик. Первая линия отчётливо заметна в деятельности таких разработчиков **В.**, как опытное конструкторское бюро Миля — Ми-1 (0,5 т) — Ми-4 (1,67 т) — Ми-6 (12 т) — Ми-12 (25 т); фирмы «Сикорский» — S-51 (0,4 т) — S-55 (1,1 т) — S-56 (5 т) — S-65 (8,4 т) и «Боинг вертол» — PV-17 (0,9 т) — V-44 (1,8 т) — V-107 (3 т) — V-114 (5,8 т).

Как правило, рост грузоподъёмности достигался путём увеличения размеров НВ и мощности

силовых установок. В советском вертолётостроении был успешно осуществлён и другой способ увеличения грузоподъёмности — удвоение ранее разработанных и доведённых винтомоторных установок (**В.** Ми-12 имел две винтомоторные установки **В.** Ми-6).

Вторая линия развития предполагает повышение *весовой отдачи*, скорости, статического потолка и топливной экономичности **В.** внутри определенной весовой категории. Примерами такого направления являются линии: Ми-1 — Ми-2; Ми-4 — Ми-8 — Ми-17; Ми-6 — Ми-26; Ка-15 — Ка-18 — Ка-26; Белл 47 — Белл 206 — Белл 406; SA 316 — SA 360 (фирмы «Аэроспасьаль») и др.

На смену первым работоспособным **В.** 40-х — начала 50-х гг. (Ми-1, Ми-4, Ка-18, Белл 47, S-55, S-58, V-44, Каман К-3), обладавшим невысокой весовой отдачей (20—30%) и имевшим и качестве силовой установки поршневые двигатели, пришли **В.** второго поколения (Ми-2, Ми-6, Ми-8, Ка-25, Белл 205, Белл 206, S-61, S-62, V-114, Каман К-600, SA 316), оснащённые газотурбинные двигатели и имеющие более высокую весовую отдачу (30—40%), лучшие летно-технические и экономические характеристики. **В.** третьего поколения (Ми-26, Ка-32, Белл 222, S-70, S-76, S-80, Хьюз АН-64, Уэстленд WG-13, SA 350) отличаются ещё более высокой весовой отдачей (40—50%), новыми решениями в конструкции агрегатов, применением *композиционных материалов*, повышением ресурса, упрощением техники пилотирования и технического обслуживания, снижением уровня шума и вибраций, установкой экономичных силовых установок. Одним из направлений развития **В.** по линии улучшения скоростных характеристик было создание комбинированного **В.** — *винтокрылов*.

Расширение сфер применения вызвало необходимость создания специализированных **В.** Первоначально создание специализированных машин осуществлялось путём разработки специальных модификаций многоцелевых **В.**, но недостаточная эффективность этого способа привела к необходимости конструирования специальных **В.**, например, таких, как **В.**-кран (Ми-10, Ми-10К, S-60, S-64), боевой **В.** (Ми-28, Хьюз АН-64), противолодочный **В.** (SH-3, Джайродайн QH-50, Агуста-106, Ка-25).

*Лит.:* Вертолеты. Расчет и проектирование, кн. 1, М., 1966; Тищенко М. Н., Некрасов А. В., Радин А. С., Вертолеты. Выбор параметров при проектировании. М., 1976; Изаксон А. М., Советское вертолётостроение, 2 изд., М., 1981.

О. П. Бахов.

Рис. 1. Основные схемы вертолётов: 1 — с перекрещивающимися осями винтов; 2 — продольная схема; 3 — одновинтовая схема; 4 — соосная схема; 5 — поперечная схема.

Рис. 2. Компоновочная схема вертолёта Ми-8Т: 1 — правая ручка продольно-поперечного управления; 2 — маслобак; 3 — двигатель; 4 — капот; 5 — вентилятор; 6 — масляный радиатор; 7 — втулка несущего винта; 8 — автомат перекоса; 9 — главный редуктор; 10 — редукторная рама; 11 — контейнер расходного топливного бака; 12 — хвостовой вал трансмиссии; 13 — лопасть несущего винта; 14 — стабилизатор; 15 — промежуточный редуктор; 16 — хвостовой винт; 17 — хвостовой редуктор; 18 — концевая балка; 19 — хвостовая опора; 20 — хвостовая балка; 21 — грузовая створка; 22 — главная опора шасси; 23 — левый подвесной топливный бак; 24 — устройство для внешней подвески груза; 25 — сдвижная входная дверь; 26 — сиденье левого лётчика; 27 — рычаги раздельного управления двигателями; 28 — передняя опора шасси; 29 — левая ручка «Шаг — газ»; 30 — приборная доска левого лётчика; 31 — педали ногового управления.

**вертолёт-кран** — *вертолёт*, оборудованный системой внешней подвески для подъёмно-транспортных и монтажных работ. Применяется также для транспортных перевозок. В качестве **В.-к.** используются как специально спроектированные вертолёты, так и обычные многоцелевые, имеющие внешнюю подвеску. Преимущества транспортировки грузов на внешней подвеске — значительное сокращение времени на операцию погрузки (выгрузки) и возможность перевозить

грузы больших габаритов. Однако скорость полёта может быть ограничена вследствие раскачки груза, что требует устройств стабилизации для грузов с большой парусностью.

Специализированный **В.-к.** имеет дополнительную подфюзеляжную кабину, позволяющую лётчику-оператору управлять вертолётom, находясь лицом к грузу. У такого **В.-к.** отсутствует крупногабаритная грузовая кабина, что позволяет получить большую грузоподъёмность. В случае использования в качестве **В.-к.** обычного транспортного вертолётa для улучшения обзора устанавливают выпуклые *блистеры*, зеркала заднего обзора, телевизоры в хвостовой части вертолётa и другие приспособления, облегчающие монтажные работы.

Шасси специализированного **В.-к.**, перевозящего груз на подвеске, может быть обычным, рассчитанным только на массу **В.** без груза (например, *Ми-10К*). Высокое шасси даёт возможность вертолёту наруливать на груз и жёстко крепить груз к шасси, что позволяет взлетать с использованием воздушной подушки и с разбегом (например *Ми-10*). Для перевозки мелких грузов применяются специально подвешиваемые платформы. Внешняя подвеска оборудована электрической системой отцепления груза и всей внешней подвески. Система автоматического управления **В.-к.** обеспечивает висение над заданной точкой и гашение колебаний груза на внешней подвеске. Так как с увеличением грузоподъёмности **В.-к.** возрастают нагрузка на сметаемую поверхность винта и соответственно скорость воздушного потока от винта, для монтажных работ с тяжёлыми грузами должна предусматриваться технология, исключающая необходимость нахождения людей вблизи груза под вертолётom.

Серийные одновинтовые **В.-к.** были созданы в СССР (*Ми-10*, 1960; *Ми-10К*, 1965) и в США на фирме «Сикорский» (*S-60*, 1959; *S-64*, 1962). В качестве **В.-к.** могут использоваться отечественные серийные вертолёты *Ми-6*, *Ми-8*, *Ми-26*, *Ка-26*, *Ка-32*.

Вертолётный монтаж особенно эффективен при реконструкции действующих предприятий в стеснённых условиях на насыщенной сооружениями территории, а также в труднодоступной местности. Вертолётный монтаж (см. рис.) обеспечивает ускорение сроков производства работ, увеличение производительности труда в 3—10 раз и снижение трудозатрат в 1,5—3 раза.

Лит.: Вертолет Ми-10К, М., 1981.

### Монтаж технологической установки с помощью вертолётa-крана Ми-10К.

**вертолётный спорт** — один из видов *авиационного спорта*, соревнования спортсменов (экипажей) на вертолётaх в выполнении специальных упражнений, а также в установлении рекордов в полёте на дальность по прямой, по замкнутому маршруту, по высоте, скорости и времени набора высоты. Основными видами упражнений являются: «**вертолётный слалом**» — полёт на малой высоте (3—5 м) с проносом ведра, наполненного водой, между стойками ворот и последующей постановкой его на стол диаметром 1 м в минимальное время; «**маршрут**» — полёт с отысканием целей и описанием их, сбросом груза в мишень, посадкой на поворотный пункт маршрута; «**визит**» — полёт по «коробочке» и сброс груза в отверстие «крыши»; «**малая высота**» — комплекс эволюций на малой высоте (2,5 ± 0,5 м) с перемещением контрольного груза в виде цепи по коридорам в пределах размеченного на земле маршрута в минимальное время (3 мин 30 с). В программу чемпионатов Европы и мира кроме указанных упражнений может включаться свободный пилотаж на малой высоте в ограниченном пространстве.

**В. с.** в СССР начал развиваться с середины 50-х гг. В аэроклубах проводились соревнования по выполнению простейших эволюций на вертолётe. В 1958 состоялись первые всесоюзные соревнования, первым абсолютным чемпионом страны стал Ф. Белушкин. Чемпионаты СССР по **В. с.** проводились ежегодно. Им предшествовали клубные, областные, республиканские, зональные, ведомственные состязания. Руководство **В. с.** и организация соревнований в стране были возложены на ЦК ДОСААФ (с 1991 на Союз Оборонных спортивно-технических обществ). Спортсмены выступали на вертолётaх отечественного производства — *Ми-2*, *Ка-26*. В 1965 **В. с.**

включен в программу Спартакиад народов СССР. На восьмой Спартакиаде народов СССР в 1983 вертолётчики 21 раз улучшили мировые достижения. Подготовка спортсменов по **В. с.** проводилась в тех организациях ДОСААФ, где имелось вертолётное звено. На 1 января 1991 подготовлено 1260 мастеров спорта СССР, мастеров спорта СССР международного класса, шестерым присвоено звание заслуженного мастера спорта СССР.

Первый чемпионат мира состоялся в ФРГ в 1971. Во 2-м чемпионате мира в Великобритании (1973) впервые приняли участие советские спортсмены. Абсолютным чемпионом мира стал А. В. Капралов, а Т. Н. Егоркина признана лучшей вертолётчицей планеты. Крупного успеха советские вертолётчики добились на 3-м чемпионате мира, проведённом в СССР (г. Витебск, 1978); ими завоёвано 38 медалей из 42 разыгрывавшихся. Абсолютными чемпионами мира стали Л. Ф. Приходько и В. Л. Смирнов. На 4-м чемпионате мира в Польше (1981) сборная команда СССР заняла 4-е место. 5-й чемпионат мира проходил в Великобритании (1986), где выступил и награждён специальным призом экипаж в составе Н. А. Варичевой и О. А. Шевелёвой. На 6-м чемпионате мира во Франции (1989) команда СССР заняла 2-е место, а чемпионами стали советские спортсмены С. Д. Дербасов и А. Д. Уланов. Всего на 1 января 1991 советским спортсменам принадлежало 47 мировых рекордов из 123, зарегистрированных Международной авиационной федерацией (США — 49, другие страны — 27). См. статью *Рекорды авиационные*.

*А. П. Колядин, А. Ф. Бесфамильный, Г. П. Поляков.*

### Вертолёты Ми-2 на соревнованиях.

**Вершинин** Константин Андреевич (1900—1973) — советский военачальник, Главный маршал авиации (1959), Герой Советского Союза (1944). В Советской Армии с 1919. Окончил пехотные командные курсы (1920), курсы «Выстрел» (1923), Военно-воздушную академию Рабоче-крестьянской Красной Армии имени профессора Н. Е. Жуковского (1932; ныне Военно-воздушная инженерная академия имени профессора Н. Е. Жуковского), курсы лётчиков (1935). Участник Гражданской и Великой Отечественной войн. В ходе последней был командующим военно-воздушным сил ряда фронтов и воздушных армий, затем главнокомандующим и заместителем главнокомандующего военно-воздушных сил (1946—1951), командующий войсками противовоздушной обороны страны (1953—1954), главнокомандующим военно-воздушными силами (1957—1969). Депутат Верховного Совета СССР в 1946—1950, 1954—1970, Награждён 6 орденами Ленина, орденом Октябрьской Революции, 3 орденами Красного Знамени, 3 орденами Суворова 1-й степени, орденами Суворова 2-й степени, Отечественной войны 1-й степени, медалями, а также иностранными орденами. Портрет смотри на стр. 134.

Соч.: Четвертая воздушная, М., 1975.

### К. А. Вершинин.

**весовая компенсация** — уравнивание *органа управления* относительно его оси вращения для устранения возможности возникновения нежелательных его вибраций (см. *Флаттер*, *Бафтинг*) либо дополнительных моментов от инерционных сил. На практике **В. к.** осуществляется установкой дополнительного груза впереди оси вращения органа управления. Например, для органа управления с осевой *аэродинамической компенсацией* такой дополнительный груз размещают внутри элементов осевой компенсации.

**весовая отдача летательного аппарата** — безразмерная величина, равная отношению *нагрузки* летательного аппарата к его взлётной массе; один из критериев совершенства летательного аппарата. При вычислении **В. о.** в качестве взлётной массы обычно принимают расчётную взлётную массу, то есть ту, при которой прочность летательного аппарата полностью удовлетворяет требованиям Норм лётной годности. В соответствии с классификацией нагрузок различают **В. о.** полную (в качестве нагрузки берётся полная нагрузка), коммерческую, топливную и т. п. При этом соотношения между различными видами **В. о.** существенно зависят от типа

летательного аппарата и его назначения.

**В. о.** как критерий оценки летательного аппарата появилась практически одновременно с зарождением авиации и широко использовалась при сравнении различных летательных аппаратов. Однако по мере совершенствования методов сравнения характеристик и эффективности летательных аппаратов значение этого критерия уменьшилось. Например, путём установки механизмов уборки шасси удаётся повысить скорость, экономичность и *производительность* летательного аппарата, хотя **В. о.** при этом уменьшается.

**весовой контроль** — система показателей и мероприятий, предназначенная для обеспечения соответствия массы изготовленного летательного аппарата массе, утверждённой при его проектировании. **В. к.** вступает в действие с началом выпуска рабочих чертежей и охватывает все этапы дальнейшей разработки, постройки и испытаний летательного аппарата в целом и комплектующих изделий на смежных предприятиях, а также на этапе внедрения летательного аппарата в серийное производство. В процессе **В. к.** установленные на основе весовых расчётов лимиты масс систематически сравниваются с текущими массами, представляющими собой сумму фактических масс изготовленных и взвешенных элементов летательного аппарата, «чертёжных масс» ещё не изготовленных элементов летательного аппарата и лимитных масс элементов летательного аппарата, на которые ещё не выпущены рабочие чертежи. Таким образом оперативные прогнозы массы летательного аппарата в виде текущих масс систематически уточняются со всё возрастающей степенью достоверности по мере создания и производства летательного аппарата, а сравнение их с проектной массой позволяет своевременно выявлять возможные перетяжеления и в случае необходимости принимать меры к снижению массы создаваемого изделия, агрегата или конструктивного элемента летательного аппарата, корректировать *центровку* и моменты инерции летательного аппарата.

Разработаны автоматизированные системы весового контроля, охватывающие все этапы разработки и постройки летательного аппарата на головном предприятии и разработку комплектующих изделий в смежных организациях, реализация которых позволяет более оперативно и с большой точностью контролировать массу летательного аппарата и его элементов, автоматизирование проводить расчёты центровок и моментов инерции летательного аппарата.

*Лит.:* Шейнин В. М., Козловский В. И., Весовое проектирование и эффективность пассажирских самолетов, 2 изд., М., 1984.

*В. В. Кронштадтов.*

**весовой расчёт летательного аппарата** — определение массы летательного аппарата в целом, его агрегатов, систем и элементов в процессе *проектирования* летательного аппарата. В зависимости от стадии проекта и целей расчёта различают **В. р.** проектировочный и исполнительный.

**Проектировочный В. р.** — прогноз наиболее вероятного значения массы проектируемого летательного аппарата или его частей в зависимости от параметров летательного аппарата, требований к нему, расчётных нагрузок, характеристик используемых материалов и т. п. Целью проектировочного **В. р.** является также определение влияния того или иного параметра летательного аппарата или технического решения на массу летательного аппарата. При разработке методики проектировочного **В. р.** используют статистические или физические расчётные модели. Теоретической основой статистических расчётных моделей служат методы теории подобия и математической статистики (регрессионный анализ). Статистические зависимости могут дать прогнозируемое значение массы летательного аппарата или его агрегата, отклоняющееся от фактической не более чем на 5—10% если параметры и технический уровень проектируемого летательного аппарата соответствуют параметрам и уровню летательного аппарата, входящих в располагаемый статистический массив. Физические расчётные модели отражают структурно-функциональный состав проектируемого летательного аппарата и предполагают поэлементное определение массы летательного аппарата. Физическая расчётная модель для определения массы

планёра летательного аппарата включает соотношения для приближённого расчёта нагрузок, действующих на агрегаты планёра, напряженно-деформированные состояния основных силовых элементов, критериев прочности типовых конструктивных элементов. Основным достоинством физических расчётных моделей является более точный учёт влияния параметров летательного аппарата и используемых технических решений на массу летательного аппарата, однако такие модели не могут быть универсальными по отношению к классу летательных аппаратов.

**Исполнительный В. р.** проводится на стадии рабочего проектирования и состоит в расчёте массы деталей по их размерам, заданным в рабочих чертежах, и суммировании масс отдельных деталей и узлов для получения массы агрегатов и летательного аппарата в целом. Для выполнения последней операции широко применяется *автоматизированная система весового контроля*.

*Лит.:* Зинин Л. С., Весовой расчет самолета М., 1941; Шейнин В. М., Козловский В. И., Весовое проектирование и эффективность пассажирских самолетов, 2 изд., М., 1984.

В. В. Лазарев, В. М. Шейнин,

**весовые характеристики летательного аппарата** — характерные значения массы летательного аппарата или его частей, используемые при его проектировании, изготовлении, эксплуатации или оценке лётно-технических характеристик летательного аппарата, различают 4 основные группы **В. х.:** значения массы летательного аппарата, используемые при формировании технического задания и проектировании летательного аппарата (например, проектная масса, лимитная масса); предельные значения массы летательного аппарата, определяющие его прочность (например, расчётная полётная масса); предельные значения массы летательного аппарата и его частей, используемые в эксплуатации летательного аппарата (например, максимальная взлётная масса, максимальная масса топлива); относительные значения массы частей летательного аппарата, характеризующие весовой баланс летательного аппарата. Перечень **В. х.** и их определения устанавливаются соответствующими стандартами. Определяются **В. х.** по результатам *весового расчёта* или путём взвешивания готового летательного аппарата или его частей в соответствии с *классификацией массы* летательного аппарата.

**вестибулярная тренировка** — комплекс методов, обеспечивающих повышение переносимости человеком действия вестибулярных раздражений. **В. т.** подразделяется на активную и пассивную. Под активной **В. т.** понимается комплекс гимнастических упражнений, включающих упражнения на спортивных снарядах, прыжки на батуте, плавание и т. д. При пассивной **В. т.** человек подвергается вестибулярным раздражениям, находясь на экспериментальном стенде (во вращающемся кресле, на *центрифуге* и т. п.). При подготовке лётчиков и космонавтов используются как активная, так и пассивная **В. т.**

**«Вестник противовоздушной обороны»** — ежемесячный журнал Войск противовоздушной обороны. Издаётся с 1931. С конца 1940 издание журнала было временно прекращено и возобновлено с апреля 1958. Публикуются материалы по вопросам воспитания личного состава, боевой подготовки, тактики зенитных ракетных войск, истребительной авиации и радиотехнических войск, эксплуатации и совершенствования имеющейся на вооружении техники, истории войск противовоздушной обороны. Освещаются также вопросы развития средств воздушного и космического нападения, радиоэлектроники и ракетной техники за рубежом.

**весы аэродинамические** — установка или система для измерения составляющих *аэродинамических сил и моментов*, действующих на модель в *аэродинамической трубе*. Каждая составляющая воспринимается отдельным измерительным каналом — компонентом. **В. а.** могут иметь от одного до шести компонентов. По принципу действия **В. а.** подразделяются на механические и электрические (тензометрические).

**Механические В. а.** состоят из жёсткой рамы (расположена за границами потока аэродинамической трубы) и связанных между собой рычажных систем, удерживающих её в положении равновесия;

выходные звенья рычажных механизмов соединены с измерительными приборами. Модель устанавливается на раме с помощью стоек или растяжек; имеется также механизм дистанционного изменения углов установки модели. В процессе эксперимента усилие, развиваемое выходным звеном какой-либо рычажной системы, пропорционально одноимённой составляющей аэродинамической силы или момента, действующей на модель. Измерение усилия осуществляется при помощи автоматических коромысловых весовых элементов с подвижными грузами либо электрическими динамометрами. В том и другом случаях значение усилия преобразуется в электрический сигнал с целью его регистрации и дальнейшей обработки на электронно-вычислительной машине. Полный диапазон измерения механических весов разбивается на ряд поддиапазонов. Погрешность весов, приведённая к поддиапазону,  $\sim 0,05\%$ .

**Электрические В. а.** состоят из упругого тела, чувствительных элементов и преобразователей деформации чувствительных элементов (обычно тензорезисторных) в электрический сигнал. Чувствительные элементы выполнены вместе с телом и ориентированы так, чтобы деформация элемента, вызванная соответствующей составляющей аэродинамической силы или момента, была максимальной. Различают два типа электрических **В. а.** — с вынесенными чувствительными элементами и с элементами, расположенными внутри модели. Для измерения всего диапазона возможных значений составляющих аэродинамической силы и момента, реализуемых в данной аэродинамической трубе, обычно требуется ряд **В. а.** Погрешность электрических **В. а.**, приведённая к диапазону, составляет  $0,3—0,5\%$ .

Показания **В. а.** связаны с составляющими аэродинамической силы и момента многочленными уравнениями — так называемыми рабочими формулами. В рабочую формулу компонента входят его собственно показания и показания других компонентов с соответствующими коэффициентами, определяемыми на специальных градуировочных стендах.

До конца 40-х гг. в основном применялись механические **В. а.**, с 50-х гг. значительное развитие получили электрические весы. См. также *Измерения аэродинамические*.

*Лит.: Горлин С. М., Слезингер И. И., Аэромеханические измерения, М., 1964.*

*В. В. Богданов.*

**ветер** — движение воздуха в атмосфере, почти параллельное земной поверхности. Обычно под **В.** подразумевается горизонтальная составляющая этого движения. Иногда говорят о вертикальной составляющей **В.**, но она, как правило, значительно меньше горизонтальной (значительна только в системе грозных облаков, в горах и других особых случаях).

Возникает **В.** вследствие неравномерного горизонтального распределения *атмосферного давления* под действием так называемого барического градиента **G** (см. рис.). Вместе с возникновением движения воздуха на него начинают действовать отклоняющая сила вращения Земли **A** (сила Кориолиса), трение **R** и центробежная сила (при криволинейных траекториях).

На высотах, превышающих 1000 м, **В.** во всех районах Земли (за исключением экватора) близок к геострофическому, то есть вычисленному в предположении, что силы, действующие на поток воздуха (барическая градиента и Кориолиса), взаимно уравновешиваются (геострофический **В.** направлен по прямолинейным изобарам, отклоняясь от направления барического градиента вправо в Северном полушарии и влево в Южном); в районе экватора, где сила Кориолиса равна нулю, движение воздуха происходит под действием градиента давления. В слое ниже 1000 м существенно влияние трения, поэтому **В.** отклоняется от изобары в сторону низкого давления; значение угла отклонения зависит от характера подстилающей поверхности, высоты, а также изменяется со временем. В реальной атмосфере ускорения движения и связанные с ними отклонения **В.** от геострофического малы, однако они имеют важное значение в развитии (и разрушении) атмосферных возмущений — *циклонов* и *антициклонов*. При криволинейных траекториях движения воздуха возникает центробежная сила, и установившееся движение (без

трения) обуславливается сочетанием трёх сил; такой **В.** называется циклострофическим или градиентным. Данное сочетание будет различным в циклоне и антициклоне. Сила Кориолиса в Северном полушарии действует вправо по отношению к вектору скорости **В.**, поэтому в циклоне **В.** направлен против часовой стрелки, а в антициклоне — по часовой. В Южном полушарии направление **В.** в циклонах и антициклонах противоположны тому, что наблюдается в Северном.

Скорость и направление **В.** всегда в большей или меньшей степени колеблются, что связано с *атмосферной турбулентностью*. Наблюдается также хорошо выраженное суточное изменение **В.** Среднее распределение **В.** над земной поверхностью тесно связано с глобальным полем атмосферного давления и представляет, по существу, *атмосферную циркуляцию*. В приземном слое характеристики **В.** измеряются анемометром или флюгером, для определения направления **В.** применяется также матерчатый ветровой конус. В свободной атмосфере **В.** измеряется при *аэрологическом зондировании*.

Для оперативной информации о фактической погоде в аэропортах направление **В.** приводится в градусах с округлением до ближайшего десятка. Если магнитное склонение составляет  $10\{\{\circ\}\}$  и более, вводится поправка. При положительном магнитном склонении поправка вычитается, при отрицательном — прибавляется, а перед обозначением направления **В.** приводится слово «магнитный». При порывистом **В.** указывается значение максимального порыва.

Наиболее существенно **В.** влияет на взлёт и посадку летательного аппарата. В зависимости от скорости **В.** изменяется длина разбега и пробега по взлётно-посадочной полосе. Например, длина разбега уменьшается примерно на 25% по сравнению со штилем при скорости отрыва самолёта 240 км/ч и скорости встречного **В.** 25—30 км/ч. Пробег самолёта при попутном **В.** увеличивается. При боковом **В.** затрудняются взлёт и особенно посадка самолётов. Для каждого типа самолётов устанавливается предельно допустимая скорость бокового **В.**, при которой возможны взлёт и посадка. При выполнении взлёта и посадки опасны большие значения *сдвига ветра*. При полётах в зонах тропосферных *струйных течений* при скорости **В.** 150—250 км/ч максимальные углы сноса для дозвуковых самолётов могут превышать  $10\text{—}15\{\{\circ\}\}$ , а отношение скорости **В.** к скорости самолёта достигает 0,2—0,3.

*Лит.:* Баранов А. М., Солонин С. В., Авиационная метеорология, 2 изд., Л., 1981.

Прямолинейное равномерное движение воздуха при наличии силы трения:  $G$  — сила барического градиента;  $A$  — отклоняющая сила вращения Земли;  $R$  — сила трения;  $W$  — ветер;  $p = \text{const}$  — изобара.

**Ветчинкин** Владимир Петрович (1888—1950) — советский учёный в области аэродинамики, прочности авиаконструкций, динамики полёта самолётов и ракет, теории воздушных винтов, доктор технических наук (1938), профессор (1927), заслуженный деятель науки и техники РСФСР (1946). Окончил Императорское техническое училище (ныне Московский государственный технический университет) в 1915. Ученик Н. Е. Жуковского, первый русский дипломированный авиационный инженер. Руководил рядом научных подразделений Центрального аэрогидродинамического института (1918—1950), преподавал в Московском высшем техническом училище, Московском авиационном институте, Военно-воздушной инженерной академии имени профессора Н. Е. Жуковского. Председатель технического комитета Всесоюзных планёрных состязаний в Крыму (1929—1935). Научную деятельность **В.** начал в 1910, застенографировав и подготовив к печати (совместно с Н. Г. Ченцовым) курс лекций Жуковского «Теоретические основы воздухоплавания» (1911 — 1912). В работах по вихревой теории винта (1913—1940) **В.** дал в общей постановке решение вариационной задачи о наиболее выгодных гребных винтах. **В.** — один из создателей научных основ динамики полёта самолёта, изложенных и развитых в монографиях «Динамика полёта» (1927), «Динамика самолёта» (1933) и в ряде статей (1918—1946). Ряд работ **В.** посвящён расчёту самолёта на прочность, динамике ракет и реактивных самолётов, авиационной астрономии, Государственная премия СССР (1943). Награждён 2 орденами Трудового Красного Знамени, орденом Красной Звезды. Именем **В.** назван кратер на Луне.

**В. П. Ветчинкин.**

**взлет** — *разбег* самолёта до скорости отрыва и этап полёта до момента достижения скорости, высоты и конфигурации самолёта, необходимых для начала полёта по маршруту. Для пассажирских самолётов *Нормы лётной годности* гражданских самолётов СССР (НЛГС) устанавливают высоту начала полёта по маршруту не менее 400 м над уровнем ВПП. **В.** самолёта осуществляется по возможности против ветра. Попутный ветер увеличивает потребную для **В.** длину взлётно-посадочной полосы и аэродрома. Боковая составляющая ветра затрудняет выполнение **В.**, и для каждого типа самолёта существует её предельно допустимое значение (более 5 м/с для пассажирских полетов). Выделяют три характерных этапа воздушного участка **В.**; 1-й этап — набор высоты 10,7 м над торцом взлётно-посадочной полосы с разгоном до безопасной скорости **В.**, 2-й — набор высоты 120 м с разгоном до скорости начала набора высоты, которая не менее чем на 8% превосходит значение безопасной скорости **В.**, 3-й — набор высоты не менее 400 м с разгоном до безопасной скорости полёта в полётной конфигурации. Переход самолёта из взлётной конфигурации в полётную происходит в несколько приёмов. Уборка шасси начинается на высоте 3—5 м над уровнем взлётно-посадочной полосы. Уборка предкрылков и закрылков для тяжёлых самолётов допускается только на 3-м этапе взлёта. Для манёвренных самолётов допускается начинать уборку *механизации крыла* на высоте 50—60 м. Скорость самолёта на всех этапах **В.** должна на 20—30% превышать скорость сваливания, причём изменение конфигурации самолёта допускается, если скорость не менее чем на 20% превосходит скорость *сваливания* в измененной конфигурации. Уменьшение скорости в процессе **В.** не допускается. **В.** осуществляется с непрерывным увеличением высоты. Минимальные углы наклона траектории самолёта на разных этапах **В.** зависят от числа установленных на нем двигателей и определяются НДГС. В целях сокращения взлётной дистанции и повышения безопасности **В.** осуществляется при максимальном режиме работы двигателей.

*Лит.:* Котик М. Г., Динамика взлета и посадки самолетов, М., 1984; Нормы лётной годности гражданских самолетов СССР, 3 изд., [б. м.], 1984.

*А. В. Климин.*

**взлётно-посадочная полоса** (ВВП) — часть *аэродрома*, входящая в качестве рабочей площади в состав лётной полосы (см. рис.), взлётно-посадочная полоса представляет собой специально подготовленную и оборудованную полосу земной поверхности с искусственным (ИВВП) или грунтовым (ГВВП) покрытием, предназначенную для обеспечения взлёта и посадки летательных аппаратов.

ВВП подразделяются на главные, имеющие наибольшую длину, и вспомогательные. Основные характеристики ВВП: длина, категория нормативной нагрузки *аэродромного покрытия*, ширина, средний уклон поверхности и превышение над уровнем моря. Длина ВВП является определяющим элементом при установлении класса аэродрома. Направление и расположение ВВП выбираются с учётом направления господствующих ветров, рельефа местности, расположения препятствий на приаэродромной территории, перспективы развития застройки ближайших населённых пунктов и других факторов. Фактическая длина ВВП для конкретного аэродрома зависит от географических и климатических условий местности и устанавливается с учётом превышения над уровнем моря и расчётной местной температуры, то есть факторов, влияющих на мощность (тягу) двигателей и длину разбега. Рядом с ИВВП обычно располагается примыкающая к ней вплотную вдоль боковой границы запасная ГВВП. Для обеспечения разворота летательного аппарата на 180° при наличии одной примыкающей рулётной дорожки в конце ВВП устраиваются уширения, имеющие размеры (с учётом ширины ИВВП) 80—40 м в зависимости от класса аэродрома.

Для увеличения пропускной способности аэропорта и повышения регулярности полётов сооружаются вторые параллельные ВВП. При отсутствии возможности параллельного

расположения вторая ВВП может располагаться под углом к первой, не пересекая её (непересекающиеся ВВП) или пересекать первую ВВП в конце её или посередине (пересекающиеся ВВП),

Поверхность ВВП и прилегающих территорий аэродрома имеет определенные ограничения по уклонам для обеспечения нормальной эксплуатации летательных аппаратов, а также для стока ливневых и талых вод. Сопряжения грунтовых участков с искусственными покрытиями должны быть плавными для обеспечения безопасности в случае схода летательного аппарата с покрытий при разбеге, пробеге или рулении.

*В. С. Кияшко.*

Лётная полоса; 1 — ВВП с искусственным покрытием; 2 — грунтовая ВВП; 3 — боковые полосы безопасности; 4 — концевые полосы безопасности; 5 — магистральная рулѐжная дорожка; 6 — соединительная рулѐжная дорожка; 7 — вспомогательная рулѐжная дорожка.

**взлѐтно-посадочные характеристики** — комплекс *летно-технических характеристик* летательных аппаратов, обеспечивающих безопасное, (по условиям *устойчивости* и *управляемости*) выполнение *взлѐта* и *посадки* и определяющих требуемые размеры аэродрома. Для самолѐтов основные **В.-п. х.** включают: длину *разбега*; *скорость отрыва*; взлѐтную дистанцию — расстояние по горизонтали, проходимое самолѐтом от точки старта до набора некоторой нормированной высоты, например, 10,7 м по Нормам лѐтной годности гражданских самолѐтов СССР (НЛГС); посадочную дистанцию — расстояние по горизонтали, проходимое самолѐтом от начала посадки (с высоты 15 м по НЛГС) до полной его остановки; *посадочную скорость*; длину пробега по взлѐтно-посадочной полосе. **В.-п. х.** рассматриваются для нормальных условий взлѐта и посадки, при нормированном (по скорости и направлению) ветре, а также при отказе *двигателя критического* (см. также *Скорость принятия решения*, *Сбалансированная длина ВВП*). Требования к **В.-п. х.** являются важной составной частью технических требований к летательному аппарату и обеспечиваются выбором рациональных (зависящих от его назначения) основных проектировочных параметров (*тяговооружѐнности*, *удельной нагрузки* на крыло и др.) и различными конструктивными мерами — применением *механизации крыла*, *тормозных парашютов*, реверсирования тяги силовой установки (см. *Реверсивное устройство. Реверсирование винта*), *тормозов самолѐта*, *ускорителей* (в особых случаях).

**взмывание** — см. в статье *Посадка*.

**взрыватель** — информационно-логическое автоматическое устройство для подрыва боеприпаса в оптимальный для поражения цели момент, а также для обеспечения его безопасности при хранении, транспортировке, служебном обращении и на полѐте к цели. В общем случае включает датчики цели (преграды), схему распознавания (например, цели на фоне помех) с малым временем обработки информации и принятия решения, системы выдачи команд управления действием боеприпаса и подрыва, а также системы предохранения (могут иметь несколько ступеней предохранения и взведения). При этом снятие ступеней предохранения и взведение **В.** происходят от действия одного или нескольких физических факторов (например, значения *перегрузки*) или команд при нормальном движении боеприпаса и на расстоянии, обеспечивающем безопасность носителя, пусковой установки и т. д.

По расположению на боеприпасе **В.** подразделяются на головные, донные, боковые, центральные и комбинированного расположения; по принципу действия — на контактные, неконтактные, дистанционные (обеспечивают подрыв боеприпаса в заранее заданной точке его траектории без взаимодействия с целью), командные (срабатывают по команде с земли, носителя) и комбинированного действия.

Контактные **В.** подрывают боеприпас при его соприкосновении с целью (преградой). По способам и устройствам инициирования могут быть механическими, электромеханическими,

пьезоэлектрическими и др.; по конструкции — реакционными (подрывают боеприпас под действием сил реакции преграды), инерционными (реагируют на силу инерции, возникающую при встрече боеприпаса с целью) и реакционно-инерционными. Неконтактные **В.** срабатывают в результате взаимодействия с целью без соприкосновения с ней боеприпаса. Подразделяются на активные, реагирующие на отражённое от цели собственное излучение взрывателя; полуактивные, принимающие отражённые от цели сигналы внешнего источника; пассивные, воспринимающие излучаемую целью энергию. По виду используемой неконтактными **В.** энергии различают радиовзрыватели, оптические, акустические, магнитные и др. Поскольку в процессе функционирования неконтактные **В.** определяют скорость сближения с целью, угол пеленга, дальность до цели, высоту боеприпаса над целью и т. п. параметры, то они позволяют обеспечить высокую боевую эффективность боеприпаса путём рационального согласования зоны чувствительности **В.** с зоной поражения боевой части.

В зависимости от назначения различают **В.**, предназначенные для комплектации артиллерийский боеприпасов, авиабомб, неуправляемых реактивных снарядов и управляемых ракет. **В.** современных авиационных ракет и артиллерийский снарядов, как правило, содержат самоликвидаторы, а **В.** авиабомб, предназначенных для бомбометания с малых высот, — дополнительную огневую цепь, обеспечивающую подрыв авиабомбы после встречи с целью (преградой) с замедлением, обеспечивающим удаление носителя на безопасное расстояние. Масса **В.** в зависимости от типа боеприпаса и решаемых задач может быть от десятков т до нескольких кг.

*Ю. И. Краснощёков.*

**вибрации двигателя** (от латинского vibratio — колебание) — механические колебания двигателя или отдельных его узлов и деталей (в узком смысле — механические колебания его роторов и корпусов). Основное значение имеют **В.** д. с частотой вращения его роторов (роторные вибрации), которые вызываются передающимися на корпуса переменными силами от вращающихся неуравновешенных масс роторов. Источниками вибраций с различными частотами могут быть также аэродинамическая неуравновешенность роторов, пульсации давления в газоздушном тракте и в топливной системе, зубчатые передачи, подшипники и пр. Повышенные вибрации корпусов могут приводить к появлению усталостных разрушений самих корпусов или крепящихся к ним трубопроводов и агрегатов, вибрации роторов — к разрушению подшипников, нарушению работы лабиринтных уплотнений и пр.

**В. д.** существенно зависят от частоты вращения роторов, достигая наибольших значений на режимах, где частоты вращения какого-либо ротора совпадают с одной из собственных частот колебаний связанной динамической системы ротор — корпус двигателя. Такие частоты вращения называют критическими. Для уменьшения вибрации проводят частотную отстройку двигателя от резонансов на наиболее напряженных режимах путём изменения массовых и жёсткостных характеристик системы или введения упругих опор, а также увеличивают рассеяние энергии введением гидравлических или механических демпфирующих элементов в опоры.

Измерение вибрации (вибрографирование) проводится на всех двигателях как при стендовых испытаниях, так и в эксплуатации, что позволяет при серийном производстве выявлять отступления в технологии изготовления и сборки двигателя, а в эксплуатации — обнаруживать на ранней стадии появление некоторых дефектов или выдавать своевременный сигнал о начале разрушения (вибродиагностика).

*Лит.:* Вибрации в технике, Справочник, т. 3, М., 1980; Карасев В. А., Максимов В. П., Сидоренко М. К., Вибрационная диагностика газотурбинных двигателей, М., 1978; Динамика авиационных газотурбинных двигателей, М., 1981.

*Б. Ф. Шорр.*

**вибрационное горение** — вид неустойчивого горения, характеризуемый автоколебаниями газа в

камере сгорания двигателя. Причина **В. г.** — чувствительность смесе-, вихреобразования и горения к колебаниям газа в камере. Источниками энергии автоколебаний служат тепловая и кинетическая энергии топлива и воздуха, поступающих в камеру. Обычно автоколебания имеют чёткую периодичность. Частота высокочастотных колебаний близка к одной из собственных частот звуковых колебаний газа в камере, частота низкочастотных колебаний существенно ниже наименьшей собственной частоты. Часто под низкочастотными колебаниями понимают несколько низших форм собственно продольных колебаний газа. Автоколебания возбуждаются, когда колебания скорости тепловыделения и приращения массы газа при горении жидкого топлива совершаются с частотой колебаний давления газа и имеют требуемые фазовые сдвиги относительно них.

**В. г.** сопровождается резким увеличением шума, срывами пламени, разрушением камеры, выходом из строя отдельных узлов и агрегатов двигателя. Работа камер сгорания авиадвигателей на режиме **В. г.** недопустима. Меры по подавлению **В. г.** основаны на увеличении затухания колебаний и уменьшении интенсивности их генерации.

*Лит.:* Раушенбах Б. В., Вибрационное горение, М., 1961.

**виброизмерения** — экспериментальное определение физических величин, характеризующих различные колебательные процессы или динамические свойства систем с помощью виброизмерительных средств. **В.** производятся, например, при лётных испытаниях летательных аппаратов для определения действующих на конструкцию внешних нагрузок, при наземных резонансных испытаниях конструкций для определения характеристик их собственных колебаний, при испытаниях моделей в аэродинамических трубах для определения границы области устойчивости. При этом измеряются силы, моменты сил, давление, перемещения, скорости и ускорения точек конструкции, деформации и напряжения. В зависимости от принятых математических моделей одномерных, вибропроцессов и характера решаемых задач непосредственно могут измеряться мгновенные и пиковые значения сил, деформаций и т. п., частоты, амплитуды и фазы отдельных гармоник (их действительные и мнимые составляющие), частотные спектры, средние и среднеквадратичные значения, автокорреляционные функции или автоспектральные плотности.

При изучении динамических свойств многомерных систем (например, авиационных конструкций) измеренные во многих точках параметры одномерных вибраций подвергаются вторичной обработке для определения характеристик собственных колебаний (частот, форм, коэффициент демпфирования и обобщённых масс), матричных частотных характеристик (динамических податливостей и жёсткостей) и матричных спектральных характеристик (взаимных корреляций функций или взаимных спектральных плотностей).

К техническим средствам **В.** относятся виброизмерительные преобразователи, виброизмерительные приборы и специальные измерительные виброкомплексы (ИВК). Виброизмерительные преобразователи, состоящие из вибродатчиков и виброизмерителей, усилителей, служат для преобразования вибраций различной природы в электрические сигналы. В состав виброизмерительного преобразователя могут входить также фильтры, обеспечивающие формирование выходных сигналов в заданной полосе частот. Основными характеристиками виброизмерительного преобразователя являются коэффициент чувствительности (функция преобразования), допустимые значения амплитудных и фазовых искажений в рабочем диапазоне частот, масса вибродатчика. В практике виброиспытаний летательных аппаратов наибольшее распространение получили вибродатчики ускорения (акселерометры), угловых вибраций и деформаций (на основе тензодатчиков). Применяются также вибродатчики сил, моментов и давлений. Виброизмерительные приборы и специальные ИВК служат для регистрации сигналов с виброизмерительных преобразователей и их последующей обработки для определения искомых параметров вибраций или динамических характеристик исследуемых систем. При определении параметров одномерной вибрации широко используются частотомеры, фазометры, велосиметры,

анализаторы гармоник и спектра, электронные и шлейфовые осциллографы, перьевые самописцы. Параметры многомерной вибрации или сложных систем определяются с помощью специальных ИВК. В практике испытаний летательных аппаратов используются специальные ИВК для определения характеристик собственных колебаний конструкций, передаточных функций систем автоматического управления, для вибропрочностных испытаний и др.

В состав современных специальных ИВК входят программируемые усилители и фильтры, быстродействующие системы сбора данных, аппаратные средства быстрого преобразования Фурье, электронно-вычислительные машины, в том числе персональные, с набором периферийных устройств для накопления, хранения и графического представления данных.

*Лит.: Иориш Ю. И., Виброметрия, 2 изд., М., 1963; Приборы и системы для измерения вибрации, шума и удара. Справочник, под ред. В. В. Клюева, кн. 1—2, М., 1978; Вибрации в технике. Справочник, под ред. М. Д. Генкина, т. 5, М., 1981.*

*Б. А. Логунов.*

**виброперегрузка** — физическая величина, характеризующая нагрузку, действующую на механическую систему и физические тела при колебаниях. Значение **В. п.** равно значению виброускорения  $a_v$ , выраженному в единицах ускорения свободного падения:  $n_v = a_v/g$ . **В.** характеризует, например, нагрузки при испытаниях изделий на случайную вибрацию, состояние элементов конструкций при бафтинге, флаттере и других явлениях, возможных при воздействии различного рода колебаний на конструкцию летательного аппарата (см. *Аэроупругость*).

**вибропоглощающие покрытия в авиастроении** — покрытия, наносимые на обшивки фюзеляжа летательного аппарата, панелей интерьера и бортового оборудования, стенок трубопроводов и кожухов для снижения шума, излучаемого ими в случае возбуждения резонансных колебаний во время полёта. **В. п.** обладают большим внутренним трением в полимерном вязкоупругом слое и ослабляют энергию изгибных колебаний конструкций, превращая её в теплоту, рассеиваемую в окружающее пространство. Поэтому **В. п.** могут также успешно применяться для повышения усталостной прочности вибронпряженных тонкостенных элементов авиационных конструкций. **В. п.** обычно состоят из двух и более армирующих слоев алюминиевой фольги и вязко-упругих полимерных прослоек. Полимерный слой, приготовленный на основе каучуков общего назначения, является самоклеющимся и обладает высокой адгезией практически ко всем металлам и пластмассам с твёрдыми сухими поверхностями. С помощью этого слоя покрытие и крепится к демпфируемой поверхности.

Основное требование, предъявляемое к авиационному **В. п.**, — демпфирование вибраций в широком диапазоне температур и частот при минимальной массе к толщине. **В. п.** можно накладывать на вибронпряженные элементы конструкций как находящихся в эксплуатации изделий, так и строящихся вновь.

**видимость, дальность видимости**, — максимальное расстояние, с которого у поверхности земли видны и опознаются неосвещённые объекты (ориентиры) днём и освещённые объекты (световые ориентиры) ночью. В зависимости от направления наблюдения различают горизонтальную, вертикальную и наклонную **В. В** зависимости от места наблюдения различают **В.** на земле (**В.** в начале взлётно-посадочной полосы, в середине, конце и т. д.) и **В.** в полёте (**В.** наземных ориентиров при посадке, полёте по маршруту). **В.** объекта является функцией от прозрачности атмосферы, яркости объекта, уровня освещённости или яркости окружающего фона, угловых размеров объекта. **В.** в полёте определяется также и условиями наблюдения с летательного аппарата, скоростью его полёта и характеристиками зрения пилота. Так как в разное время суток характеристики освещённости разные, то различают **В.** днём, в сумерках и ночью.

Прямых методов измерения **В.** нет. В качестве характеристики **В.** применяется *метеорологическая дальность видимости*.

**видимость на ВВП**, **дальность видимости на ВПП**, — расстояние, в пределах которого пилот летательного аппарата, находящегося на осевой линии взлётно-посадочной полосы, может видеть маркировочные знаки на поверхности взлётно-посадочной полосы или огни, ограничивающие взлётно-посадочную полосу или обозначающие её осевую линию.

На аэродромах, оборудованными светосигнальными системами, при ограниченной видимости (например, 2000 м и менее) **В. на ВВП** рассчитывается по специальным таблицам, а при большей видимости за **В. на ВВП** принимается наблюдаемое значение *метеорологической дальности видимости*.

На аэродромах, не оборудованных светосигнальными системами, за дальность **В. на ВВП** принимается: при визуальных наблюдениях днём — видимость дневных ориентиров, в сумерках — видимость, определенная по световым или дневным ориентирам (в зависимости от того, какие дальше видны), ночью — видимость световых ориентиров; при инструментальных наблюдениях днём и в сумерках — измеренное значение видимости, ночью — измеренное значение видимости, переведенное по таблице в видимость по световому ориентиру.

**В. на ВВП** измеряют и сообщают потребителям (взлетающим или заходящим на посадку летательным аппаратам каждые 30 мин. При уменьшении дальности **В. на ВВП** до значения, определяемого *минимумом погодным* для данного аэродрома измерения дальности **В. на ВВП** и передача данных потребителям осуществляются каждые 15 мин. При дальнейшем уменьшении **В. на ВВП** измерения проводятся сразу же по поступлении запроса диспетчера.

**визир**, **визирное устройство** (немецкое *visio*, от латинского *visio* — смотрю), — устройство на борту летательного аппарата для обзора пространства, обнаружения, опознавания и сопровождения земных, надводных и воздушных объектов и целей. В зависимости от используемого диапазона длин волн **В.** подразделяются оптические, оптико-электронные и радиолокационные. Основные блоки **В.** (см.рис.) — иллюминатор или радиопрозрачный обтекатель, входной фокусирующий объектив или антенна, чувствительное приёмное устройство, передающее устройство, система стабилизации и управления угловым положением линии визирования, вычислители обработки сигналов и выработки данных, устройство индикации. **В.** может быть использован как самостоятельное устройство или в составе авиационного прицела, прицельных систем.

Обзор пространства, обнаружение, сопровождение объектов выполняются с помощью **В.** автоматически или при ручном управлении. Опознавание, как правило, осуществляется лётчиком-оператором (или штурманом) по изображению объекта, выведенному на индикатор. При сопровождении цели **В.** определяются относительные координаты объекта — углы визирования, дальность, их производные — угловые скорости, скорости сближения. Эти данные используются в *прицельно-навигационной системе*.

Тактико-технические характеристики **В.** включают: зоны действия по углам и дальности, возможность работы в различное время суток и в различных метеоусловиях, мгновенное поле зрения, время обзора пространства, точность сопровождения объектов, помехозащищённость, массово-габаритные данные. Оптические и оптико-электронные (телевизионные, тепловизионные, лазерные) **В.** имеют дальности порядка десятка километров, хорошее разрешение, обеспечивающее опознавание цели, но их характеристики существенно зависят от состояния атмосферы. Радиолокационные **В.** имеют значительный диапазон дальностей (вплоть до горизонта), практически не изменяют характеристик при сложных метеоусловиях, но обладают низкими разрешающими способностями, не обеспечивающими опознавание объектов по образу. См. также *Бортовая радиолокационная станция*.

А. Г. Зайцев.

Основные компоненты визирного устройства: 1 — обтекатель; 2 — фокусирующая антенна; 3 — система управления и стабилизации антенны; 4 — приёмник сигналов; 5 — вычислитель

обработки сигналов; 6 — передача видеосигнала на индикатор летчика (оператора); 7 — вычислитель данных и управления; 8 — передача данных в бортовую вычислительную систему самолёта; 9 — подвод энергии; 10 — генератор; 11 — передатчик.

**визуализация течений** (от латинского *visualis* — зрительный) — приём, позволяющий наблюдать течение жидкости или газа непосредственно или с помощью оптического устройства. **В. т.** используется для установления качественных характеристик, в том числе наличия и формы областей *отрыва пограничного слоя*, вихрей и *скачков уплотнения*, спектра потока, состояния потока (ламинарное или турбулентное, стационарное или нестационарное). В *аэродинамическом эксперименте* для **В. т.** применяются методы подкрашенных струек, трассирующих частиц, нитей («шелковинок»), капель жидкой плёнки, каолинового покрытия поверхностей, парового экрана (лазерного ножа), а также *оптические методы исследования течений*. **Метод подкрашенных струек** основан на введении в поток газа струек дыма (в поток воды — подкрашенной жидкости с плотностью, близкой к плотности воды, (рис. 1) через насадки, установленные перед моделью, или через отверстия в модели. Метод позволяет визуализировать линии тока. **Метод трассирующих частиц**, заключается во введении в поток газа небольших шариков (в поток воды — пузырьков водорода, образующихся при её электролизе); для **В. т.** на поверхности воды в бассейне или гидроканале используются алюминиевая пудра, пластмассовые шарики и т. д. Метод позволяет визуализировать области отрыва и вихри. **Метод нитей** («шелковинок», рис. 2), при котором нити (пучки нитей) прикрепляют к поверхности тела или к сетке, установленной в потоке, позволяет по изменению направления ориентации нитей определить спектр потока, наличие области отрыва пограничного слоя и её границы (при нестационарном течении нити колеблются). **Метод капель** заключается в нанесении перед опытом на поверхность тела специальной жидкости в виде капель (точек), которые затем размываются потоком. Метод позволяет не только визуализировать *предельные линии тока*, но и получить представление о распределении напряжения трения по поверхности тела. В **методе жидкой плёнки** визуализирующая жидкость равномерно наносится перед опытом на поверхность исследуемого тела: при *отрывном течении* плёнка утолщается у линии отрыва пограничного слоя и утоньшается у линии присоединения потока. Использование флюоресцирующей жидкости улучшает качество **В. т.** Добавление в жидкость твёрдых примесей (сажи, масла) позволяет визуализировать предельные линии тока. **Метод каолинового покрытия** основан на изменении скорости испарения жидкости при переходе *ламинарного течения в турбулентное*, на поверхность модели наносится каолиновое покрытие, которое перед каждым опытом пропитывается жидкостью, изменяющей цвет покрытия. Используется для визуализации области перехода. Для этой же цели может применяться метод термоиндикаторных покрытий (см. *Тепловые измерения*). В **методе парового экрана (лазерного ножа)** свет, сформированный в световую плоскость, рассеивается примесями, содержащимися в потоке газа или искусственно вводимыми в него (каплями воды, твёрдыми частицами и др.). Световая плоскость пересекает поток перпендикулярно вектору скорости или в другом выбранном направлении. Вследствие рассеяния света частицами получается изображение потока, которое регистрируется фото- или киноаппаратом. Поскольку концентрация частиц зависит от структуры потока, метод позволяет визуализировать скачки уплотнения, области отрыва и вихри. Эффективен при исследовании пространственных течений, когда оптические методы недостаточно эффективны. Использование лазеров позволяет улучшить качество **В. т.** и упростить оптическую систему, формирующую световую плоскость. Путём цифрового анализа чёрно-белых изображений и использования условных цветов для линий постоянной плотности почернения удаётся получить контрастные изображения потока.

В. Я. Боровой.

Рис. 1. Визуализация обтекания вертолёта при испытаниях в гидродинамической трубе ЦАГИ (метод подкрашенных струек)

Рис. 2. Визуализация обтекания крыла (метод «шелковинок»).

**«Виккерс»** [Vickers (Aviation) Ltd] — самолетостроительная фирма Великобритании. Образована в 1928 на основе открытого в 1911 авиационного отделения кораблестроительной фирмы «Виккерс» как её дочернее предприятие. В том же году установила финансовый контроль над фирмой «Супермарин». В 1938 перешла к концерну «Виккерс-Армстронг», который в 1954 сконцентрировал авиационное производство на своём дочернем предприятии, вошедшем в 1960 в состав фирмы «Бритиш эркрафт корпорейшен» (БАК). В годы Первой мировой войны выпускала истребители серии F. V (рис. в табл. VI), в дальнейшем специализировалась на разработке и производстве бомбардировщиков, пассажирских и военно-транспортных самолётов. Ею созданы бомбардировщики «Вими» (первый полёт в 1917, на самолёте совершён ряд рекордных перелётов, в том числе в 1919 через Атлантический океан, см. рис. в табл. IX), «Виргиния» (1922), «Веллингтон» (1936, построено 11461, широко использовался во Второй мировой войне, см. рис. в табл. XIX), «Вэлиант» с четырьмя турбореактивными двигателями (1951), турбовинтовые пассажирские самолёты «Вайкаунт» (1948, построено 440, см. рис. в табл. XXX) и «Авангард» (1959). На фирме разработаны реактивные пассажирские самолёты VC 10 (рис. в табл. XXXIII) и «Супер» VC 10, выпускавшиеся фирмой БАК. Основные данные некоторых самолётов фирмы приведены в табл.

*В. В. Беляев, М. А. Левин.*

Табл. — Самолёты фирмы «Виккерс»

Основные данные	Бомбардировщики		Пассажирские	
	"Вимп" МКП	"Вэлиант" В.Мк.1	"Вайкаунт" 810	"Авангард" 952
Первый полёт, год	1918	1951	1957	1960
Число и тип двигателей	2 ПД	4 ТРД	4 ТВД	4 ТВД
Мощность двигателя, кВт	268	-	1480	3720
Тяга двигателя, кН	-	44,5	-	-
Длина самолёта, м	13,27	33	26,11	37,45
Высота самолёта, м	4,7	9,45	8,15	10,64

Размах крыла, м	20,73	34,85	28,56	35,96
Площадь крыла. м <sup>2</sup>	123	220	89,5	142
Взлётная масса, т:				
нормальная	5,67	63,5	-	-
максимальная	-	70	39,89	64,45
Масса пустого самолета, т	-	-	18,75	37,42
Число пассажиров	-	-	71	139
Боевая (коммерческая) нагрузка, т	1,12	4,54	6,58	16,78
Максимальная дальность полета, км	1770	7240	2555	4100 (100 пасс.)
Максимальная скорость полёта, км/ч	165	910	575	680
Потолок, м	3200	16500	-	-
Экипаж, чел.	2—3	5	2—3	3—4

**Виницкий** Всеволод Владимирович (р. 1915) — советский лётчик-испытатель, мастер спорта СССР (1962). Окончил Николаевскую школу морских лётчиков имени С. А. Леваневского (1939).

Участник Великой Отечественной войны. С 1950 на испытательной работе. Проводил заводские испытания вертолётов Ми-1, Ми-4. Исследовал флаттер несущего винта вертолётов. По разработанной им методике впервые в СССР **В.** выполнил на Ми-1 посадку с выключенным двигателем на режиме *авторотации*; первым освоил полёты на вертолёте в облаках, ночью, в условиях естественного обледенения; выполнил первый на вертолёте (Ми-1) дальний перелёт Москва — Петрозаводск — Москва. Разработал комплекс фигур высшего пилотажа и осуществил его на Ми-4 на воздушном параде в Тушине (1958). Награждён орденами Отечественной войны 1-й степени, Трудового Красного Знамени, медалями.

Табл. — Самолёты фирмы «Виккерс».

Основные данные	Бомбардировщик		Пассажирский	
	МкП	В. Мк. 1	810	952
Первый полёт, год .....	1918	1951	1957	1960
Число и тип двигателей .....	2 поршневых двигателя	4 турбореактивных двигателя	4 ТВД	4 ТВД
Мощность двигателя, кВт ....	268		1480	3720
Тяга двигателя, кН .....		44.Б		
Длина самолёта, м .....	13,27	33	26,11	37,45
	4,7	9.45	8,15	Ю.-64

Размах крыла, м	20,73	34,85	28,56	35,96
..... Площадь крыла. и! .....	123	220	89,5	142
Взлётная масса, т:				
нормальная .....	5,67	63,5	—	—
..				
максимальная	—	70	39,89	64,45
Число пассажиров .....	~	—	18,75 71	37,42 139
Боевая (коммерческая) нагрузка, т	1,12	4,54	6,58	16,78
	1770	7240	2555	4100 (100 пасса жирс к)
Максимальная скорость полёта,				
	165	910	575	680
Потолок, м .....	3200	1650 0		
Экипаж,	2—3	5	2—3	3—4

человек .....				
---------------	--	--	--	--

**винтовентилятор** — см. в статье *Воздушный винт*.

**винтовой самолёт** — дозвуковой самолёт, на котором в качестве источника тяги используется *воздушный винт*. Для привода винта применяются поршневые или газотурбинные двигатели. **В. с.** могут быть как с тянущими, так и с толкающими винтами. В связи с возможностью изготовления относительно тонких и лёгких лопастей винтов из композиционных материалов в 1980-х гг. были развёрнуты экспериментальные и проектные работы по созданию самолётов, использующих в качестве движителя многолопастные высоконагруженные винты — винтовентиляторы, позволяющие получать необходимую тягу с сохранением высокого коэффициента полезного действия при полёте со скоростью, соответствующей *Маха числу* полёта  $M_{\infty} = 0,7—0,8$ .

**винтокрыл** — летательный аппарат вертикального взлёта и посадки, у которого подъёмная сила создаётся комбинированной несущей системой, состоящей из одного или двух *несущих винтов* и крыла. Иногда **В.** называют комбинированным вертолётom. Необходимая для горизонтального полёта сила тяги создаётся *воздушным винтом* или реактивным двигателем.

На вертолётax любой схемы горизонтальный полёт осуществляется благодаря наклону несущего винта (винтов) относительно горизонта. Для увеличения скорости требуется дополнительно наклонить ось несущего винта, а это приводит к увеличению лобового сопротивления и появлению срыва потока с лопастей несущего винта. Чтобы предотвратить срыв потока или сдвинуть его на большие скорости, необходимо разгрузить несущий винт в горизонтальном полёте и освободить его от функции *движителя*. Разгрузить несущий винт на больших скоростях полёта позволяет небольшое крыло, включаемое в конструкцию вертолётax, а освободить его от функций движителя — воздушный винт или реактивный двигатель. Совмещение в одном летательном аппарате несущего винта, неподвижного крыла и дополнительного движителя и создает **В.** Такой летательный аппарат с одним несущим винтом и двумя тянущими построен в Центральном аэрогидродинамическом институте *И. П. Братухиным* в 1936.

Вертикальный взлёт и посадка **В.**, как и вертолётax, осуществляются с помощью несущих винтов. После разгона и набора скорости **В.** летит как самолёт. На максимальной скорости полёта 75—90% полётного веса **В.** воспринимает крыло. На режимах взлета и посадки система управления **В.** аналогична вертолётной, а в режиме поступательного полета — как самолётной, так и вертолётной.

В начале 50-х гг. американская фирма «Макдоннелл» построила экспериментальный **В.** XV-1 с одним реактивным несущим винтом и одним толкающим винтом. В конце 50-х гг. английской фирмой «Фейри» был построен транспортный **В.** «Ротодайн» (см. рис.) с одним реактивным несущим и двумя тянущими винтами; взлетная масса 17,7 т. Скорость горизонтального полета превышала 300 км/ч (несущие винты работали в режиме *авторотации*). Серийно **В.** не выпускались в основном из-за малой относительной массы поднимаемого груза.

В СССР экспериментальный **В.** *Ка-22* (рис. в табл. XXVII) был создан в 1960 по поперечной схеме с двумя несущими винтами, двумя тянущими воздушными винтами (при больших скоростях полёта на них передавалась вся мощность двух турбовальных двигателей); на *К-22* было установлено 8 мировых рекордов, в том числе официально зарегистрированный для этого класса летательного аппарата мировой рекорд скорости 356 км/ч.

*Лит.:* Бирюлин В. И., Винтокрыл Ка-22, «Крылья Родины». 1980. №8.

*В. А. Касьяников.*

Транспортный винтокрыл «Ротодайн» фирмы «Фейри» (Великобритания).

**винтокрылый летательный аппарат** — летательный аппарат, у которого подъёмная сила создаётся одним или несколькими *несущими винтами* (иногда, кроме того, крылом), а *пропульсивная сила* — несущими винтами и специальными движителями (*воздушными винтами* или реактивными двигателями). К **В. л. а.** относятся *автожиры, вертолёты, винтокрылы и преобразуемые аппараты* (см. рис.). Главное достоинство **В. л. а.** — способность выполнять вертикальный взлёт и посадку, при этом **В. л. а.** с приводом мощности на несущий винт могут неподвижно висеть в воздухе. При отказе двигателей **В. л. а.**, как правило, могут совершать посадку на режиме *авторотации*.

До начала XX в. работы над **В. л. а.** и самолетами шли параллельно. Вслед за полётами самолёта братьев Райт (1903) совершил первый взлёт вертолёт (Л. и Ж. Бреге и Ш. Рише, 1907). В 1923 был создан автожир (*Х. Сиерва*, который конструктивно значительно проще вертолёта. Опыт, накопленный при строительстве автожиров, позволил приступить в 30-х гг. к созданию работоспособных вертолетов.

Срыв потока и вредное влияние сжимаемости на лопастях несущего винта ограничивают скорость вертолёта, поэтому начиная с 50-х гг. предпринимаются многочисленные попытки создания **В. л. а.**, новых типов, обладающих большей скоростью и дальностью полёта.

Первыми **В. л. а.** нового типа были комбинированные вертолёты-винтокрылы, не нашедшие широкого применения из-за малой *весовой отдачи*. Более перспективными оказались преобразуемые аппараты (конвертопланы). Созданы экспериментальные варианты таких машин, а в 80-х гг. начата разработка серийных образцов. Выполнены также проектные проработки некоторых других типов **В. л. а.** (с останавливающимся в полёте винтом-крылом, с убирающимся винтом и др.). К особому типу **В. л. а.** относятся *летающие платформы* строившиеся в 50—60-х гг.

Лит.: Ружицкий Е. И., Безаэродромная авиация, М., 1959.

О. П. Бахов.

**Винтокрылые летательные аппараты:** *а* — автожир; *б* — вертолёт; *в* — винтокрыл; *г* — преобразуемый аппарат.

**винтомоторная установка** (ВМУ) **летательного аппарата** — установка, создающая тягу, под воздействием которой винтовой летательный аппарат движется в требуемом направлении. ВМУ включает двигатель, *воздушный винт*, а также все узлы, агрегаты и системы, необходимые для её эффективной и надёжной работы.

**вираж** [французское virage, от virer — поворачивать (ся)] — *фигура пилотажа*: разворот летательного аппарата на  $360\{\{\circ\}\}$  в горизонтальной плоскости по траектории с постоянным или переменным радиусом кривизны (см. рис.). Различают **В.** установившийся (с постоянной скоростью) и неуставившийся. Установившийся **В.** с постоянным *креном* без *скольжения* называется **правильным**, **правильный В.** при максимальной тяге силовой установки — **предельным**, **В.** с наименьшим радиусом разворота и с торможением — **форсированным**, **В.** с креном до  $45\{\{\circ\}\}$  — **мелким**, с креном более  $45\{\{\circ\}\}$  — **глубоким**.

**Виразж.**

**вихревая дорожка**, **Кармана дорожка**, — регулярная, расположенная в определенном порядке система дискретных завихренных элементов жидкости, которая образуется за плоским, плохообтекаемым телом, помещённым в однородный поток со скоростью  $V\{\{\infty\}\}$ , на бесконечности. При малых *Рейнольдса числах*  $Re < = 30$  обтекание такого тела происходит с образованием стационарной замкнутой срывной зоны в его кормовой части. При увеличении числа  $Re$  течение в следе за телом становится нестационарным, неустойчивым; это приводит к разрушению срывной зоны и открытию завихренных элементов жидкости (вихрей) поочерёдно то

справа, то слева (см. рис.). Вихри увлекаются потоком по течению, и на некотором расстоянии за телом образуются 2 ряда вращающихся в противоположных направлениях вихрей, движущихся со скоростью  $u < V_{\infty}$ . Расстояние между рядами равно  $h$ ; в каждом ряду вихри расположены на расстоянии  $l$  один от другого. В реальных условиях **В. д.** образуется при умеренно малых числах  $Re$  ( $30 < Re < 300$ ) с расположением вихрей в шахматном порядке.

Теоретический анализ **В. д.** в рамках модели идеальной несжимаемой жидкости был проведён *Т. Карманом* (1912). Было показано, что **В. д.** устойчива только для вихрей с расположением их в шахматном порядке при выполнении условия  $h/l = 0,2809$ . Это условие устойчивости очень близко к экспериментальным данным при обтекании водой кругового цилиндра ( $h/l = 0,282$ ) и плоской пластины ( $h/l = 0,306$ ). В рамках схемы обтекания тела с образованием **В. д.** была получена также формула для оценки сопротивления, содержащая две неопределённые постоянные. Результаты расчётов коэффициента сопротивления по формуле Кармана с постоянными, определёнными по экспериментальным характеристикам **В. д.**, хорошо согласуются с данными измерений; круговой цилиндр соответственно 0,91 и 0,90, пластина — 1,61 и 1,44 или 1,56 (в различных экспериментах). *Н. Е. Кочин* (1939) показал, что и при выполнении условия Кармана **В. д.** всё-таки неустойчива, и, следовательно, это условие характеризует то расположение вихрей, которое обладает наименьшей неустойчивостью по сравнению со всеми другими расположениями вихрей.

*В. А. Башкин.*

Формирование и неустойчивость вихревой дорожки при различных значениях  $Re$ : а —  $Re = 51$ , б —  $Re = 87$ , в —  $Re = 130$ .

**вихревая пелена** — предельное состояние слоя вихрей, когда его толщина стремится к нулю таким образом, что циркуляция скорости по контуру элементарной площадки, ортогональной направлению распространения вихрей, стремится к некоторому постоянному значению  $\Gamma$ . Из сказанного следует, что **В. п.** есть поверхность тангенциального разрыва. Физически образование **В. п.** связано с проявлением сил вязкости.

С понятием **В. п.** часто приходится иметь дело в различных задачах: динамики идеальной жидкости. Например, в крыла теории само крыло конечного размаха заменяется системой вихрей присоединённых, которые обеспечивают необходимую циркуляцию скорости вокруг профиля в сечении крыла. Поскольку циркуляция скорости по размаху крыла меняется, то с каждого элемента размаха крыла  $\Delta z$  сходит вихрь свободный интенсивности  $\Delta \Gamma$  и располагается за крылом вдоль линии тока (см. рис.). В случае непрерывного изменения циркуляции образуется непрерывная свободная вихревая поверхность — **В. п.**

Схема процесса возникновения вихревой пелены: 1 — треугольное крыло; 2 — присоединённые вихри; 3 — линии тока, по которым движутся свободные вихри; стрелками указано направление вращения свободных вихрей в плоскости, перпендикулярной плоскости вихревой пелены (плоскость рисунка).

**вихревое течение** — течение жидкости или газа, в поле которого вихрь скорости  $\omega = \text{rot}V$  отличен от нуля. В таком течении частицы жидкости (газа) помимо поступательного движения и деформации совершают вращательное движение с мгновенной угловой скоростью  $\omega/2$ . При исследовании **В. т.** наряду с полем скорости  $V$  рассматривается векторное поле завихренности  $\omega$ . Для более наглядного представления о вращении частиц жидкости вводится понятие вихревой линии (поверхности) как такой линии (поверхности), в каждой точке которой вектор сонаправлен по касательной к ней. Вихревую линию можно трактовать как криволинейную ось вращения расположенных на ней частиц жидкости. Часть жидкости, ограниченная вихревой поверхностью, проходящей через замкнутый контур, называется вихревой трубкой; её интенсивность определяется как поток вектора  $\omega$  через поперечное сечение  $\sigma$  вихревой трубки. В предельном случае ( $\delta \rightarrow 0$ ,  $\omega \rightarrow \infty$ , а  $\lim \{\sigma \omega\} = \Gamma = \text{const}$ ) приходим к

понятию вихревой нити интенсивности  $\Gamma$ . Поле завихренности всегда является соленоидальным ( $\text{div}\{\{\omega\}\} = 0$ ), поэтому вихревые линии (трубки) не могут начинаться или оканчиваться внутри жидкости. Важной характеристикой поля течения является *циркуляция скорости* по замкнутому контуру, которая, согласно теореме Дж. Стокса, равна потоку вектора  $\{\{\omega\}\}$  через поверхность, опирающуюся на этот контур. Циркуляция скорости по замкнутому контуру, движущемуся вместе с жидкостью, не меняется со временем, если среда баротропна и массовые силы имеют потенциал [теорема У. Томсона (Кельвина), 1869]. В частности, отсюда следует, что если в некоторый момент времени течение является *безвихревым течением* ( $\Gamma = 0$  по любому контуру), то оно и в последующем в этом объёме будет оставаться безвихревым. Вихревые линии (поверхности) обладают свойством сохраняемости, то есть в любой момент времени они состоят из одних и тех же частиц жидкости; интенсивность вихревой трубки постоянна по её длине и не меняется во времени (Г. Гельмгольц, 1858).

Поле завихренности по известному полю скоростей определяется путём дифференцирования ( $\{\{\omega\}\} = \text{rot}\mathbf{V}$ ). Можно решить и обратную задачу: по известному полю завихренности рассчитать поле скоростей. Если жидкость на бесконечности покоится, а вектор завихренности  $\{\{\omega\}\}$  равен нулю вне некоторого органического объёма  $\{\{\tau\}\}$ , по границе которого нормальная составляющая  $\{\{\omega\}\}$  непрерывна, то решение этой задачи имеет вид

$\{\{\text{формула}\}\}$

где  $\mathbf{r}$  — радиус-вектор, проведённый из точки  $(x', y', z')$  поля завихренности в точку  $(x, y, z)$ , где вычисляется вектор скорости. В частном случае вихревой нити из этой формулы получается *Био — Савара формула*. В общем случае, когда завихренность непрерывно распределена по всему объёму, занятому движущейся жидкостью, для исследования **В. т.** используются *Эйлера уравнения*, из которых получают уравнения, описывающие изменение со для фиксированной частицы жидкости. Для несжимаемой жидкости при наличии потенциала массовых сил получается уравнение (Гельмгольц, 1858);  $d\{\{\omega\}\}/dt = (\{\{\omega\nabla\}\})\mathbf{V}$ , то есть скорость изменения  $\omega$  определяется быстротой изменения вектора  $\mathbf{V}$  по направлению  $\{\{\omega\}\}$  и связана с деформацией вихревых линий. Отсюда следует, что в *плоскопараллельном течении* вектор  $\{\{\omega\}\}$ , перпендикулярный плоскости течения, сохраняется постоянным для каждой частицы жидкости. В отличие от безвихревого течения функция тока  $\{\{\psi\}\}$  описывается при этом нелинейным уравнением  $\{\{\nabla\}\}^2\{\{\psi\}\} = -\{\{\omega\}\}(\{\{\psi\}\})$ ; где функция  $\{\{\omega\}\}(\{\{\psi\}\})$  находится из граничных условий. Упомянутые выше свойства сохранения справедливы и для **В. т.** идеального сжимаемого газа, если он баротропен (плотность зависит только от давления). Из теоремы Томсона следует, что в рассматриваемых течениях *идеальной жидкости* (газа) завихренность возникать не может, а только переносится вместе с жидкостью. Образование завихренности обычно связано с действием сил трения на границе обтекаемого тела, к которой жидкость прилипает. В сверхзвуковых течениях газа криволинейные скачки уплотнения также приводят к образованию завихренности.

*Лит.:* Кочин Н. Е., Кибель И. А., Розе Н. В. Теоретическая гидромеханика, 6 изд., ч. 1, М., 1963; Лойцянский Л. Г., Механика жидкости и газа, 6 изд., М., 1987; Truesdeil C., The kinematics of vorticity, Bloomington, 1954.

*В. И. Голубкин.*

**вихрей генераторы** — устройства на обтекаемой поверхности летательного аппарата для затягивания или предотвращения отрыва *турбулентного пограничного слоя* (ПС) без затрат энергии (см. *Отрыв пограничного слоя*). **В. г.** интенсифицируют обмен количеством движения между внешними и внутренними областями ПС, вследствие чего профиль скорости вблизи стенки становится более наполненным и ПС оказывается способным преодолеть более сильный положительный градиент давления.

Известны различные конфигурации **В. г.** (см. рис.): ряды плоских пластинок, устанавливаемых перпендикулярно к поверхности под некоторым углом к направлению потока ( $a, \bar{b}$ ), ряды клиньев

(*ε*), куполов (*ζ*), «плугов» (*δ*) и др. **В. г.** обычно располагаются в предотрывной области ПС, их высота несколько превышает толщину ПС; иногда используются 2 ряда **В. г.** Продольные вихри, сходящие с **В. г.**, при распространении вниз по потоку способствуют передаче кинетической энергии замедленному потоку у поверхности. В ряде случаев наиболее эффективны **В. г.**, создающие систему продольных вихрей противоположного вращения.

Установка **В. г.** на крыльях приводит к увеличению максимального значения коэффициента *подъёмной силы*, расширению диапазона линейной зависимости коэффициента подъёмной силы от угла атаки, уменьшению *сопротивления аэродинамического* при больших значениях коэффициента подъёмной силы, хотя на крейсерском режиме сопротивление несколько возрастает. Установка **В. г.** в диффузорообразных каналах с *отрывным течением* приводит к уменьшению потерь *полного давления* и степени неравномерности потока и выходном сечении. Использование оптимальной системы **В. г.** позволяет существенно уменьшить длину *диффузора* по сравнению с обычным диффузором (см. также статью *Турбулизатор*).

*Лит.:* Гадецкий В. М., Серебрянский Я. М., Фомин В. М.. Исследование влияния генераторов вихрей на отрыв турбулентного пограничного слоя, «Ученые записки ЦАГИ», 1972, т. 3, №4; Чжен П., Управление отрывом потока. пер. с англ. М., 1979.

*А. С. Гиневский.*

**вихрь присоединенный** — вихрь, положение которого фиксировано относительно обтекаемого тела. При теоретических расчётах подъёмной силы и аэродинамического сопротивления крыла, тяги воздушного винта и сопротивления его вращению крыло (лопасть винта) заменяется одним **В. п.** (схема несущей нити, см. *Крыла теория*) либо непрерывным присоединенным вихревым слоем или совокупностью дискретных **В. п.** (схема *несущей поверхности*).

Для случая стационарного обтекания тел посредством **В. п.** моделируется разрыв скоростей, возникающий на поверхности тела между внешними и внутренними областями, а у тонкой несущей поверхности — между верхней и нижней сторонами. **В. п.** вызывают местные аэродинамические нагрузки на поверхности тела, причём как при установившемся, так и при неустановившемся обтекании перепад давлений пропорционален интенсивности слоя **В. п.** и определяется по теореме *Н. Е. Жуковского* «в малом». Чтобы выполнялись все уравнения гидродинамики и поле скоростей было потенциальным, **В. п.** вместе с *вихрями свободными*, должны образовывать замкнутые системы.

Понятие «**В. п.**» было введено Жуковским в 1904. При разработке теории гребного винта оно позволило ему вскрыть механизм образования тяги винта, вращающегося в идеальной среде, и использовать для расчётов его характеристик математический аппарат, хорошо развитый для анализа течений идеальной жидкости.

**вихрь свободный** — вихрь, положение которого в потоке жидкости или газа определяется полем скоростей. Различают **В. с.** стационарной природы, оси которых совпадают в каждой точке с направлением потока (**продольные В. с.**) и **В. с.** нестационарной природы, оси которых не совпадают с направлением потока в данной точке (**поперечные В. с.**). Последние перемещаются с местной скоростью частиц среды (см. *Вихревое течение*). В отличие от *вихрей присоединенных* на **В. с.** не действуют аэродинамические силы.

Появление **В. с.** за *несущими поверхностями* связано с возникновением и изменением во времени аэродинамических нагрузок на эти поверхности. Вблизи, например, крыла **В. с.** представляют собой поверхности разрыва скоростей, которые возникают при подходе частиц среды к кромкам или стыкам поверхностей с разных частей крыла. При отрывном обтекании (см. *Отрывное течение*) они представляют собой границы областей, занятых *срывом потока*. Затем эти поверхности теряют устойчивость, распадаются и превращаются в объёмные вихревые структуры. В теоретических схемах интенсивности и положения **В. с.** за крылом увязываются с

присоединёнными вихрями, моделирующими несущую поверхность. В силу теорем гидродинамики интенсивность вихревых нитей в идеальной среде должна сохраняться. Поэтому в стационарном случае присоединённые вихри крыла замыкаются свободными, сходящими с задних и боковых кромок. При отрывном обтекании **В. с.** сходят не только с задней и боковых кромок крыла, но и в тех местах, где начинается отрыв потока. Обтекание острых передних кромок и изломов поверхности потоком *несжимаемой жидкости* сопровождается сходом *вихревых пелен*, иначе здесь при повороте потока его скорость становилась бы бесконечной. На рис. 1 приведены полученные при визуализации течений **В. с.**, сходящие с носовой части треугольного крыла (эксперимент в гидроканале; см. также рис. 3, б к статье *Крыла теория*). Оси всех **В. с.** на указанных рисунках направлены вдоль местных скоростей потока.

При неустановившемся движении (разгон, колебания крыла и т. д.) изменение циркуляции присоединённых вихрей сопровождается сходом и уносом свободных, параллельных первым, что является следствием теоремы гидродинамики о сохранении *циркуляции скорости* по замкнутому контуру в жидкости в любой момент времени. На рис. 2 показана схема образования системы **В. с.** при разгоне пластины — сворачивание пелены в вихревую спираль (начальный вихрь) за профилем. Нестационарные **В. с.** образуются, например, при поперечном обтекании пластины (рис. 3), когда места их схода фиксированы (верхней и нижней кромки). **В. с.** сходят по касательной к пластине, движутся вместе со средой и на начальном участке образуют гладкую вихревую пелену, которая далее теряет устойчивость, распадается и вновь концентрируется в вихревые комки, напоминающие протуберанцы, расположенные в шахматном порядке (см. статью *Вихревая дорожка* и рисунок к ней).

Нестационарные **В. с.** возникают и при *отрыве пограничного слоя* от гладкой поверхности тела, что проявляется в *следе аэродинамическом* за круговыми или эллиптическими цилиндрами, за шаром, а также за крылом при больших углах атаки. На рис. 4 изображён вихревой след за профилем при большом угле атаки. Он состоит из **В. с.**, сходящих с профиля как с его задней кромки, так и в точке **R** отрыва пограничного слоя.

*Лит.:* см. при статье *Крыла теория*.

*С. М. Белоцерковский.*

Рис. 1. Визуализация носовых свободных вихрей тонкого треугольного крыла в гидроканале.

Рис. 2. Развитие нестационарного свободного вихря (начального вихря Прандтля), образующегося за пластиной в начале движения:  $V_0$  — скорость набегающего потока. Расчёт на ЭВМ.

Рис. 3. Нестационарные свободные вихри при отрывном обтекании пластины;  $V_0$  — скорость набегающего потока. Расчёт на ЭВМ.

Рис. 4. Нестационарные свободные вихри при обтекании профиля с отрывом пограничного слоя;  $V_0$  — скорость набегающего потока. Расчёт на ЭВМ.

**вихря разрушение** — наблюдается в *вихревых течениях*, обусловленных *срывом потока* с передней кромки тонких крыльев при больших *углах атаки* (см. рис.), а также в закрученных потоках в соплах, диффузорах и камерах сгорания. **В. р.** происходит внезапно при некоторых значениях определяющих параметров — градиента давления вдоль оси вихря и интенсивности закрутки на внешней границе вихря. При обтекании крыльев **В. р.** приводит к резкому уменьшению подъёмной силы с ростом угла атаки, что связано с прекращением подсосывающего действия вихрей, создающих разрежение на верхней стороне поверхности крыла. Теоретические исследования ведутся в рамках моделей идеальной жидкости и на основании численных решений полных *Навье — Стокса уравнений*. Явление **В. р.** чрезвычайно чувствительно к внешним возмущениям, поэтому проведение измерений с помощью датчиков вблизи места разрушения может полностью изменить характер течения. В экспериментах по изучению **В. р.** используют лазерно-доплеровские измерители скорости, что позволяет обойти эти трудности.

Разрушение вихрей в воде (две полоски краски располагаются вдоль осей интенсивных вихрей, сходящих с кромок треугольного крыла): 1 — крыло; 2 — подкрученная жидкость в набегающем потоке; 3 — вихрь; 4 — точка разрушения вихря; 5 — область возвратного течения.

**ВК** — марка авиационных двигателей, созданных под руководством *В. Я. Климова*. Двигатели, созданные под руководством его преемников (*С. П. Изотова* и других) в *Ленинградском научно-производственном объединении* имени *В. Я. Климова*, имеют другие марки. Основные данные некоторых двигателей приведены в табл. 1 и 2. Опытное конструкторское бюро под руководством Климова было организовано в августе 1935 в Рыбинске на авиамоторном заводе №26. Образованию опытно-конструкторского бюро предшествовала поездка комиссии, в которую входил Климов, во Францию осенью 1933 с целью приобретения лицензии на производство поршневых двигателей фирмы «Испано-Сюиза» модели 12. Высотный четырёхтактный 12-цилиндровый V-образный двигатель жидкостного охлаждения предназначался для нового скоростного бомбардировщика *СБ* и в конце 1935 был запущен в серийное производство под обозначением М-100. За 4 месяца его мощность была доведена до уровня, соответствующего французскому аналогу. Эта модификация получила обозначение М-100А. Двигатели М-100 и М-100А устанавливались также на скоростном самолёте «*Сталь-7*», тяжёлом бомбардировщике *АНТ-42* (в качестве пятого двигателя для наддува двигателей *АМ-34*), на некоторых других самолётах. Следующие модификация — М-103. Двигатель отличался ещё большей мощностью, имел трёхлопастный воздушный винт изменяемого шага *ВИШ-22*, а также туннельный радиатор (на М-100 и М-100А было лобовое расположение радиаторов, что увеличивало габариты и аэродинамическое сопротивление мотогондолы).

В 1938 на базе М-103 началось создание V-образного двигателя М-120 с третьим дополнительным блоком цилиндров для дальних бомбардировщиков. Его лётные испытания состоялись в 1942 на самолёте *ДВБ-102* конструкции *В. М. Мясищева*. М-120ТК (с турбокомпрессором *ТК-3*) имел мощность 1340 кВт, серийно не строился.

В 1940 создан новый поршневой двигатель М-105, который значительно отличался от М-103: имел большой рабочий объём, увеличенную степень сжатия, двухскоростной центробежный нагнетатель, два выпускных клапана на цилиндр. Двигатель выпускался в модификациях М-105Р, М-105РА, М-105П, М-105ПА. У двух последних двигателей, которые предназначались для истребителей, в развале цилиндров устанавливалась пушка, стреляющая через полый выходной вал редуктора. Поршневые двигатели с жидкостным охлаждением имеют меньшие габариты по сравнению с поршневыми двигателями воздушного охлаждения, что позволяет получить лучшие лётные характеристики самолёта. Поэтому, несмотря на меньшую живучесть, они широко применялись на боевых самолётах. Двигатель М-105 и его модификации устанавливались на истребителях *Як-1*, *Як-7*, *ЛаГГ-3*, бомбардировщиках *Ер-2*, *Ар-2*, *Пе-2*, *Як-4* и некоторых других самолётах.

В начале Великой Отечественной войны опытно-конструкторское бюро и завод были эвакуированы в Уфу. Быстро был налажен выпуск двигателей для фронта и начата разработка новых модификаций. Были созданы форсированные поршневые двигатели М-105РФ и М-105ПФ, которые устанавливались на истребителях *Як-7*, *Як-9*, *Як-3*, бомбардировщике *Пе-2* и других. В 1942 двигатели, разрабатываемые под руководством Климова, получили обозначение «ВК». В 1943 создан *ВК-107*, который имел очень высокую по тому времени теплонапряжённость, что вызвало много проблем по его доводке. 21 декабря 1944 на самолёте *Як-3* с *ВК-108* мощностью 1360 кВт была достигнута скорость 745 км/ч на высоте 6000 м — наибольшая для советских самолётов с поршневым двигателем. Доводка этого двигателя была закончена в конце войны, поэтому в серию он не пошёл. Всего за время Великой Отечественной войны построено более 55 тысяч самолётов с двигателями ВК. Дальнейшая работа коллектива связана с созданием реактивных двигателей. Однако ещё в 1943 для силовой установки самолётов *И-250* (см. *MuГ*) и *Су-5* был создан двигатель *ВК-107Р*, который представлял собой *ВК-107А* с отбором мощности с помощью дополнительного приводного вала на компрессорный воздушно-реактивный двигатель

(ВРДК), установленный в хвостовой части самолёта. ВДРК был разработан под руководством *К. В. Холщевникова*. Силовая установка имела воздухозаборник в носовой части фюзеляжа, воздушный туннель под полом кабины лётчика; за кабиной установлен ВДРК с осевым компрессором, камерой сгорания и регулируемым реактивным соплом. Взлет и полёт самолёта осуществлялись при неработающем ВДРК, он мог кратковременно (до 3 мин) включаться для увеличения скорости полёта (прирост скорости составлял 90—100 км/ч).

В начале 1946 был запущен в серийное производство турбореактивный двигатель РД-10 (взлётная тяга 8,83 кН), созданный на основе трофейного германского двигателя ЮМО-004В1. Двигатель устанавливался на одном из первых советских реактивных истребителей Як-15, а также на Як-17, Як-19, Ла-150, Ла-152, Ла-154, Ла-156, Ла-160, Су-9.

В 1946 Климов возглавил ОКБ-117 в Ленинграде (позже Ленинградское НПО имени В. Я. Климова), а в 1947—1956 одновременно руководил ОКБ-45 в Москве (ныне *Машиностроительное конструкторское бюро «Гранит»*). С конца 1946 началось освоение производства двигателей «Дервент» и «Нин» фирмы «Роллс-Ройс», которые через короткое время пошли в серию под обозначениями РД-500 (тяга 15,6 кН, устанавливался на самолётах Як-19, Ла-168, выпускался в Москве) и РД-45 соответственно. Одновременно велись работы по созданию на базе РД-45 более мощного двигателя ВК-1 (рис. 1). В 1949 двигатель прошёл государственные испытания. ВК-1 стал первым в СССР крупносерийным турбореактивным двигателем.

По конструкции РД-45 и ВК-1 — одновальные турбореактивные двигатели с одноступенчатым центробежным двухсторонним компрессором, девятью индивидуальными трубчатыми камерами сгорания и одноступенчатой турбиной. РД-45 устанавливались на серийных самолётах МиГ-15, МиГ-15УТИ, на опытных самолётах Ла-168, Ту-12, Ла-176 и др.; ВК-1 — на серийных самолётах МиГ-15бис, МиГ-17, Ил-28, Ту-14, на опытных самолётах Ла-176, Як-50, Ла-200, Ла-200Б, Ту-82. В 1951 впервые в стране была разработана и запущена в серийное производство модификация двигателя (ВК-1Ф) с дожиганием топлива в форсажной камере (тяга на форсажном режиме 33,1 кН). ВК-1Ф устанавливался на самолёте МиГ-17ПФ. Двигатель ВК-1 серийно выпускался до 1958 в СССР, Польше, Чехословакии, КНР; всего было изготовлено около 20 тысяч двигателей.

В 1947 началась разработка первого отечественного турбовинтового двигателя ВК-2 для самолётов С. В. Ильюшина и А. Н. Туполева. В 1950 двигатель прошёл государственные испытания, но в серии не строился. Для ОКБ ВК-2 был первым газотурбинным двигателем с осевым компрессором. Он имел девять индивидуальных трубчатых камер сгорания, двухступенчатую турбину. Мощность на взлетном режиме 3550 кВт, удельный расход топлива 435 г/(кВт\*ч), масса 1400 кг.

В 1952 ОКБ начинает разрабатывать первый отечественный турбореактивный двухконтурный двигатель с форсажной камерой ВК-3 для истребителя-перехватчика А. И. Микояна. Двигатель испытывался на стенде и в полёте на опытном истребителе. В ходе лётных испытаний в 1956 были достигнуты скорость 1960 км/ч и потолок 18000 м. По конструкции ВК-3 — одновальный турбореактивный двухконтурный двигатель с форсажной камерой с 10-ступенчатым осевым компрессором (перепуск воздуха за турбину осуществлялся из-за второй ступени компрессора по 12 трубам), кольцевой камерой сгорания, трёхступенчатой турбиной, регулируемым створчатым смесителем, форсажной камерой и регулируемым сверхзвуковым соплом. Компрессор двигателя имел двухпозиционный регулируемый входной направляющий аппарат, две первые сверхзвуковые ступени из титанового сплава, регулируемый направляющий аппарат восьмой ступени. Тяга двигателя на максимальном форсированном режиме 82,8 кН, удельный расход топлива на крейсерском режиме 0,0754 кг/(Н\*ч), масса 1850 кг. Серийно двигатель не строился.

В 1959 начинается проектирование малоразмерного газотурбинного двигателя со свободной турбиной ГТД-350 (рис. 2) для вертолёта Ми-2, в силовую установку которого входят два двигателя ГТД-350 и главный редуктор ВР-2 (рис. 3). Двигатель состоит из осецентрибежного компрессора (семь ступеней осевых, одна центробежная), одноступенчатой турбины компрессора,

двухступенчатой свободной турбины, промежуточного редуктора. При создании ГТД-350 применены методы поузловой доводки с использованием экспериментальных установок, разработаны методики расчёта и проектирования малоразмерных лопаточных аппаратов, а также конструктивные мероприятия по демпфированию гибких высокооборотных роторов. В 1963 двигатель ГТД-350 прошёл государственные испытания и в 1964 передан вместе с редуктором ВР-2 в серийное производство.

В 1959—1964 в ОКБ велись работы по созданию газотурбинного двигателя со свободной турбиной ТВ2-117 (рис. 4) и редуктора ВР-8 (рис. 5) для силовой установки вертолёта Ми-8. ТВ2-117 имеет девятиступенчатый осевой компрессор с регулируемым входным направляющим аппаратом и направляющими аппаратами трёх ступеней, кольцевую камеру сгорания, двухступенчатую турбину компрессора и двухступенчатую свободную турбину. В двигателе впервые в отечественной практике применены опущенные замки турбинных лопаток для улучшения охлаждения и снижения напряжений в дисках, полки турбинных лопаток с лабиринтами для увеличения коэффициента полезного действия и снижения переменных напряжений в лопатках (демпфирование). В конструкции ТВ2-117 применён жёсткий цельноточенный ротор компрессора из титанового сплава. На двигателях ТВ2-117, ГТД-350 и всех последующих турбовальных двигателях ОКБ применена система защиты свободной турбины от раскрутки. В 1964 ТВ2-117 прошёл государственные испытания. С 1976 выпускается модификация ТВ2-117А.

В 1965 ОКБ начинает разрабатывать двигатель ТВ3-117 и главные редукторы к силовым установкам для вертолётов Ми-17, Ка-32 и др. Двигатель ТВ3-117 (рис. 6) имеет осевой двенадцатиступенчатый компрессор с регулируемым входным направляющим аппаратом и направляющими аппаратами четырёх ступеней, кольцевую камеру сгорания, двухступенчатую турбину компрессора и двухступенчатую свободную турбину. Впервые в отечественной практике применены титановый ротор компрессора, сваренный из отдельных дисков электронно-лучевой сваркой, рабочие и направляющие лопатки компрессора из титанового сплава, полученные методом холодной вальцовки, малогабаритные контактные графитовые уплотнения масляных полостей, установлено пылезащитное устройство. В системе регулирования двигателя использованы электронные блоки. В 1972 двигатель прошёл государственные испытания. ТВ3-117 является одним из лучших в мире по экономичности в своём классе, что достигнуто благодаря высоким коэффициентам полезного действия агрегатов (коэффициент полезного действия компрессора 86%, турбины компрессора 91%, свободной турбины 94%). Двигатель выпускается большими сериями во многих модификациях (ТВ3-117М, ТВ3-117КМ, ТВ3-117МТ, ТВ3-117В, ТВ3-117ВМ, ТВ3-117ВМА, ТВ3-117ВК).

С начала 70-х гг. велась разработка двухвального турбореактивного двухконтурный двигателя с форсажной камерой РД-33 для двухдвигательной силовой установки истребителя МиГ-29 с общей выносной коробкой самолётных агрегатов, с индивидуальным для каждого двигателя сверхзвуковым регулируемым воздухозаборником. В 1984 двигатель предъявлен на государственные испытания, затем поступил в серийное производство. РД-33 состоит из четырёхступенчатого осевого компрессора низкого давления — вентилятора, девятиступенчатого осевого компрессора высокого давления с поворотными входным и первыми двумя направляющими аппаратами, кольцевой прямоточной камеры сгорания, двух одноступенчатых охлаждаемых турбин — высокого и низкого давления, общей для обоих контуров форсажной камеры со стабилизацией пламени на кольцевом и радиальном стабилизаторах. В сверхзвуковом реактивном сопле регулируются критическое и выходное сечения. Обеспечивается управление гидромеханическими агрегатами на режимах ограничения параметров двигателя, при розжиге форсажа и при помпаже. Программа регулирования с температурной раскруткой по температуре воздуха на входе позволяет на дозвуковых скоростях полёта обеспечивать требуемые тяги при умеренных температурах газа перед турбиной, что повышает надежность работы двигателя. По мере повышения температуры воздуха на входе происходит интенсивный рост тяги благодаря раскрутке роторов, что важно при манёврах самолёта. Время приёмистости двигателя при переходе с малого газа на максимальный режим 3—4 с, с максимального на полный

форсированный режим 2—3 с, с малого газа на полный форсированный режим 4—5 с.

РД-33 оборудован системами защиты и раннего обнаружения неисправностей, в том числе следующими: ограничения максимальной частоты вращения роторов компрессоров и максимальной температуры газа за турбиной низкого давления, противообледенительный, предупреждения и ликвидации помпажа, контроля и диагностирования работы двигателя. Предусмотрена возможность осмотра эндоскопом и проверки токовихревым методом состояния ряда деталей газоздушного тракта в процессе эксплуатации. Двигатель отличают высокие параметры термодинамического цикла, газодинамическая устойчивость, плавное, бесступенчатое изменение тяги, высокие эксплуатационные надёжность и контролепригодность. Модульная конструкция РД-33 позволяет обеспечить восстановление двигателей в условиях эксплуатации путем крупноблочной переборки (замена повреждённых лопаток вентилятора, компрессора, турбины, других деталей и модулей в целом), что сокращает оборотный фонд двигателей, уменьшает затраты при ремонте, а также позволяет проводить тщательное диагностирование практически всех узлов, локальный ремонт и устранение повреждений. По важнейшим показателям, характеризующим эффективность использования двигателя на истребителе (температура нарастания тяги по числу  $M$  полёта, удельная масса и т. д.), РД-33 стоит в ряду лучших в своём классе.

С 1985 ОКБ разрабатывает турбовинтовые двигатели нового поколения ТВ7-117 для пассажирского самолёта местных воздушных линий Ил-114. ТВ7-117 имеет встроенный в него редуктор воздушного винта, шестиступенчатый осецентрибежный компрессор (пять осевых ступеней и одна центробежная), противоточную кольцевую камеру сгорания, охлаждаемую двухступенчатую турбину компрессора с монокристаллическими лопатками рабочих колёс, двухступенчатую силовую турбину. Все основные узлы двигателя имеют достаточно высокие значения коэффициента полезного действия. На ТВ7-117 применена двухканальная электронная система регулирования с полной ответственностью (питание от автономного генератора). Завершение полёта может обеспечиваться также гидромеханическим ручным управлением.

Взлётная мощность двигателя поддерживается до температуры окружающего воздуха  $30\{^{\circ}\}C$  и давления 730 мм рт. ст. Двигатель отличают низкий удельный расход топлива на крейсерском режиме и высокая надёжность. Ресурс до первого капитального ремонта 6 тысяч ч, назначенный — 20 тысяч ч. Развитая система контроля работы и раннего обнаружения дефектов даёт возможность эксплуатировать двигатель по состоянию.

*Лит.:* Развитие авиационной науки и техники в СССР, М. 1980.

*Б. П. Тучин, А. С. Чернявский.*

Рис. 1 Двигатель ВК-1

Рис. 2. Двигатель ГТД-350.

Рис. 3. Силовая установка вертолёта Ми-2 с двигателями ГТД-350 и главным редуктором ВР-2.

Рис. 4. Двигатель ТВ2-117А.

Рис. 5. Силовая установка вертолёта Ми-8 с двигателями ТВ2-117А и главным редуктором ВР-8А.

Рис. 6. Двигатель ТВ3-117.

Табл. 1 — поршневые двигатели Ленинградского НПО имени В. Я. Климова

Марка двигателя	Мощность,	Начало серийног	Применение (летательные
-----------------	-----------	-----------------	-------------------------

	кВт	о произво дства, год	аппараты)
М-100	561	1935	СБ-2, "Сталь-7"
М-100А	625	1936	СБ-2
М-103	706	1937	СБ-2бис, МБР-7, "Сталь-7"
М-103А	735	1937	СБ-2бис
ВК-105, ВК-105Р	809	1940	Як-1, Як-4, Як-7, ЛаГГ-3, Пе-2, Ер- 2, Ар-2
ВК- 105ПФ	890	1942	Як-3, Як-7, Як-9, Пе-2
ВК-107А	1210	1943	Як-3, Як-9, Пе-2
ВК-108	1380	-	Як-3

Табл. 2 — Газотурбинные двигатели Ленинградского НПО им. В. Я. Климова

Основные данные	РД-45	ВК-1	ГТД- 350	ТВ2- 117	ТВ3- 117	РД-33	ТВ7- 117
Начало серийного производства, год	1947	1949	1964	1965	1972	1931	1991
Тип двигателя	ТРД	ТРД	Турбо вальн ый	Турбо вальн ый	Турбо вальн ый	ТРДД Ф	ТВД

Тяга, кН	22,3	26,6	-	-	-	81,4	-
Мощность, кВт	-	-	294	1100	1640	-	1840
Удельный расход топлива на взлетном режиме							
кг/(Н*ч)	0,108	0,109	-	-	-	0,209	-
г/(кВт*ч)	-	-	503	360	299	-	= < 283
на крейсерском режиме							
кг/(Н*ч)	-	-	-	-	-	0,098*	-
г/(кВт*ч)	-	-	-	-	-	-	245**
Масса, кг	808	872	135	338	285	1050	520
Габариты, м							
длина	2,46	2,64	1,35	2,842	2,055	4,3	2,14
ширина	-	-	0,522	0,55	0,65	2	0,94
высота	-	-	0,68	0,748	0,728	1,1	0,886
диаметр	1,255	1,273	-	-	-	-	-

Расход воздуха, кг/с	40	48,2	2,2	8,4	9	75,5	7,95
Степень повышения давления	4	4,2	6	6,2	9	6,9	16
Степень двухконтурности	-	-	-	-	-	0,49	-
Температура газа перед турбиной, К	1140	1170	1200	1090	1190	1680	1515
Применение, (летательные аппараты)	МиГ-15УТ И МиГ-15	МиГ-15, МиГ-17, Ил-28, Ту-14	Ми-2	Ми-8	Ка-32, Ми-17	МиГ-29	Ил-14

\* Высота полета  $H = 11000$  м, Маха число полета  $M_\infty = 0,8$ .  $H = 6000$  м, скорость полета  $V = 500$  км/ч

**владелец воздушного судна** — см. *Эксплуатант воздушного судна*.

**влажность воздуха** — содержание в воздухе водяного пара. **В. в.** — одна из наиболее существенных характеристик погоды и климата. Характеризуется рядом величин: **абсолютной В. в.** — отношением массы водяного пара к объёму воздуха ( $\text{г/м}^3$ ); упругостью, или парциальным давлением водяного пара ( $\text{гПа}$ ); **относительной В. в.** — отношением фактической плотности водяного пара, содержащегося в воздухе, к максимально возможной при данной температуре (%); **точкой росы** — температурой, до которой необходимо охладить воздух при данных **В. в.** и давлении, чтобы наступило состояние насыщения его водяным паром; **дефицитом точки росы** — разностью между температурой воздуха и точкой росы. **В. в.** учитывается, например, при прогнозировании состояния взлётно-посадочной полосы при околонулевых температурах воздуха, обледенения, облачности, гроз.

**внестапельная сборка** — сборка летательного аппарата или его агрегатов, отсеков, секций и узлов без применения стационарной сборочной оснастки. **В. с.** является продолжением стапельной сборки. Для установки деталей и подборок на **В. с.** используются базовые поверхности деталей. **В. с.** широко применяется для установки подвижных частей (створки, двери, крышки люков, рули, шасси и др.) на агрегаты летательного аппарата, а также для стыковки крыла, киля и стабилизатора с фюзеляжем. На **В. с.** для выполнения соединений применяют: стационарное и переносное

оборудование — сверлильные машины, клепальные прессы, сверлильно-клепальные автоматы, сварочные машины и автоматы, установки для склеивания и др.; переносную оснастку — струбцины, ручные тиски, пружинные фиксаторы и др. для закрепления деталей, шаблоны для разметки и сверления отверстий, кондукторы для разделки отверстий; вспомогательную оснастку — поддерживающие приспособления, помосты, стремянки и др. **В. с.** позволяет уменьшить количество стационарной сборочной оснастки на стапелях и создать наилучшие условия для доступа в рабочую зону сборки и монтажа бортового оборудования.

*М. Е. Уланов.*

**внешнетраекторные измерения** — предназначаются для определения параметров траекторий летательного аппарата — координат, вектора скорости, углового положения в пространстве и др. Для **В. и.** используются радиотехнические (радиолокаторы, фазовые пеленгаторы, радиодальномеры) и оптические (кинотеодолиты, кинотелескопы, лазерные дальномеры) средства. Оптические средства **В. и.** обладают высокой точностью, но применение их ограничено метеоусловиями, радиотехнические средства, мало уступая оптическим в точности, независимы от метеоусловий, имеют множество модификаций и широко используются.

Для повышения надёжности, точности и дальности **В. и.** объекты измерений оборудуются специальными бортовыми средствами: трассерами или импульсными лампами, функционирование которых фиксируется оптическими средствами, специальными отражателями для лазерных дальномеров, приёмоответчиками для радиолокаторов, передатчиками непрерывного излучения, взаимодействующими с фазовыми пеленгаторами, и т. п.

Современные средства **В. и.** характеризуются многопараметричностью (измеряются не только координаты, но и составляющие вектора скорости, разности координат и др.). многоканальностью (обеспечиваются одним средством измерения параметров одновременно несколько летательных аппаратов), большой дальностью действия, высокими точностью, надёжностью, а также степенью автоматизации, позволяющей обрабатывать данные на ЭВМ и получать параметры траектории летательного аппарата в реальном масштабе времени. Размещение средств **В. и.** не на земле, а на специальном самолёте — самолётном командном пункте — обеспечивает существенное расширение зоны их действия, проведение *лётных испытаний* летательного аппарата с измерением траектории в любых регионах страны (без создания наземной измерительной трассы).

**В. и.** — косвенными измерительными средствами определяются **первичные параметры** — составляющие векторов положения и скорости летательного аппарата (углы визирования, дальность, направляющие косинусы углов визирования, производные этих величин) — и по ним в зависимости от метода измерения траектории рассчитываются параметры траектории летательного аппарата. Метод измерения (пеленгационный, дальномерно-угломерный, дальномерный, разностно-дальномерный) выбирается в зависимости от требуемой точности получения параметров траектории и зоны испытаний. Пеленгационный метод **В. и.** основан на измерении направления линии визирования летательного аппарата двумя средствами, удалёнными друг от друга на расстояние, называемое **базой**; реализуется кинотеодолитами или фазовыми пеленгаторами. Дальномерно-угломерный метод состоит в определении с одного измерительного пункта составляющих вектора положения летательного аппарата в полярной системе координат; реализуется радиолокатором или дальномером и электронно-оптическими средствами измерения углового положения. Дальномерный метод (или его модификация — разностно-дальномерный метод) реализуется тремя или более дальномерами, удалёнными друг от друга. Если в состав первичных параметров не входят их производные, то скорость летательного аппарата рассчитывается путём дифференцирования координат.

Точность определения параметров траектории летательного аппарата средствами **В. и.** зависит от инструментальной погрешности измерения первичных параметров, методов измерения траектории и от положения летательного аппарата относительно измерительных средств. Погрешность измерений координат составляет от одного до нескольких м, а погрешность измерений скорости —

от долей до несколько м/с.

*Лит.:* Беликовский В. Ш., Рубинчик И. И., Радиотехническая аппаратура для измерения траектории ракет и космических аппаратов, М., 1964 Космические траекторные измерения, М., 1969; Знаменская А. М., Лимар П. С., Шведов В. П., Информационно-измерительные системы для летных испытаний самолетов и вертолетов, М., 1984.

*А. М. Знаменская.*

**внутренняя компенсация** — см. в статье *Аэродинамическая компенсация*.

**вогнутость профиля** — то же, что *кривизна профиля*.

**Водопьянов** Михаил Васильевич (1899—1980) — советский лётчик, генерал-майор авиации (1943), один из первых Героев Советского Союза; (1934). В Советской Армии с 1918. Участник Гражданской и Великой Отечественной войн. Окончил летную школу «Добролет» (1928), Московскую летно-техническую школу (1929). Летал на самолетах по трассам Москва — Иркутск, Москва — Ленинград, первым открыл воздушную линию на о. Сахалин. В 1934 участвовал в спасении экспедиции парохода «Челюскин», в 1937 — в воздушной экспедиции на Северный полюс (возглавлял летный отряд и флагманский самолет). Во время Великой Отечественной войны командир авиационной дивизии. Депутат Верховного Совета СССР в 1937—1946. Награжден 4 орденами Ленина, 4 орденами Красного Знамени, орденом Отечественной войны 1-й степени, медалями.

*Соч.:* Друзья в небе. 2 изд., М., 1971; Небо начинается с земли. М., 1979; Повесть о первых героях. 2 изд., М., 1980.

*Лит.:* Герои огненных лет, М., 1984.

**водород, H<sub>2</sub>** — газ без цвета, запаха и вкуса. Молярная масса 2,0157 кг/кмоль, температура плавления 13,95 К, температура кипения 71,07 К, низшая теплота сгорания 114460 кДж/кг, газовая постоянная 4,124 Дж/(кг\*К), стехиометрический коэффициент 34,25 кг воздуха/кг водорода, температура самовоспламенения 510{{°}}С, концентрационные пределы распространения пламени в воздухе 4—75% **В.** по объему; способен к детонационному горению со скоростью 1800—1900 м/с. При 1000{{°}}С **В.** проникает через любые металлы, хорошо растворяется в титане, никеле, платине и других металлах, плохо растворяется в воде. Для промышленного получения **В.** используются в основном природный газ, коксовый газ, газы нефтепереработки, отходы нефтехимического производства. **В.** рассматривается как перспективный энергоноситель, способный заменить топлива, получаемые из нефти, угля, сланцев, и т. д., в энергетике, на транспорте, а также в авиации.

Широкое внедрение **В.** в качестве топлива возможно при развитии атомно-водородной энергетики и требует решения ряда сложных технических проблем (безопасность, конструкционные материалы, теплоизоляция и т. д.). В 1988 в СССР начались летные испытания экспериментального самолета Ту-155, способного использовать жидкий водород и другие криогенные топлива.

*И. Ф. Дубровкин.*

**военно-воздушная академия имени Ю. А. Гагарина** — высшее военно-учебное заведение, осуществляющее подготовку командных кадров для Военно-воздушных сил; научный центр по разработке проблем оперативного искусства и тактики военно-воздушных сил, тактики родов авиации. Находится в поселке Монино Московской области. Создана 29 марта 1940 на базе командного, оперативного и штурманского факультетов и курсов усовершенствования начальствующего состава Военно-воздушной академии Рабоче-крестьянской Красной Армии (см. *Военно-воздушная инженерная академия имени профессора Н. Е. Жуковского*). До 1946 называлась Военной академией командного и штурманского состава военно-воздушных сил

Красной Армии. В 1968 академии присвоено имя Ю. А. Гагарина. Многие выпускники академии за боевые отличия в годы Великой Отечественной войны удостоены звания Героя Советского Союза. Среди выпускников академии трижды Герой Советского Союза И. Н. Кожедуб, видные военачальники В. А. Алексенко, А. Е. Боровых, Л. И. Беда, И. Д. Гайдаенко, А. Н. Ефимов, А. Л. Кадомцев, А. Н. Катрич, космонавты, заслуженные военные лётчики СССР, заслуженные военные штурманы СССР и др. В составе академии (1990): 2 основных факультета по трём командно-штабным, одной штабной и одной штурманской специальностям; факультет заочного обучения; факультет переподготовки и повышения квалификации офицерского состава, адъюнктура, 26 кафедр, учебные лаборатории и кабинеты. При академии имеется музей, где экспонируется авиационная техника — от бипланов Первой мировой войны до современных сверхзвуков летательных аппаратов, различные авиационные двигатели, образцы авиационного вооружения и оборудования. Академия награждена орденами Красного Знамени (1945), Кутузова 1-й степени (1968), иностранными орденами.

*Б. Ф. Корольков.*

**военно-воздушная инженерная академия имени профессора Н. Е. Жуковского** — высшее военно-учебное заведение, осуществляющее подготовку и переподготовку инженеров для Военно-воздушных сил; научный центр по разработке проблем авиационной техники, её эксплуатации и боевого применения. Находится в Москве. Базой академии послужил Московский авиатехникум, организованный в сентябре 1919 по инициативе Н. Е. Жуковского в системе Наркомпроса. В июле 1920 авиатехникум подчинён военному ведомству, а в сентябре преобразован в Институт инженеров Красного Воздушного Флота. Первым ректором института был избран Жуковский. В 1922 институт реорганизован в Академию Воздушного Флота имени профессора Н. Е. Жуковского, в апреле 1925 академия переименована в Военно-воздушную академию Рабоче-крестьянской Красной Армии имени профессора Н. Е. Жуковского, с августа 1946 — современное название. До начала 30-х гг. академия — первое и единственное высшее авиационное учебное заведение СССР, готовившее командиров и инженеров для военно-воздушных сил, инженеров для авиационной промышленности, научно-исследовательских учреждений гражданской авиации. В академии работали такие учёные, как Б. Н. Юрьев, Б. С. Стечкин, В. П. Ветчинкин, И. И. Артоболевский, Н. Г. Бруевич, Н. Н. Бухгольц, Б. М. Вул, В. В. Голубев, Н. Т. Гудцов, А. Н. Журавченко, Д. М. Карбышев, В. С. Кулебакин, А. Н. Лапчинский, И. И. Минц, Г. С. Поспелов, В. С. Пугачёв, А. И. Путилов, В. С. Пышнов, В. А. Семёнов, Ф. А. Цандер. В марте 1940 на базе нескольких факультетов и курсов усовершенствования начальствующего состава академии образована Военная академия командного и штурманского состава военно-воздушных сил Рабоче-крестьянской Красной Армии (ныне *Военно-воздушная академия имени Ю. А. Гагарина*). В годы Великой Отечественной войны выпускники академии командовали военно-воздушными силами, воздушными армиями, авиационными соединениями, руководили инженерно-авиационной службой. Среди выпускников авиационные военачальники К. А. Вершинин, П. Ф. Жигарев, Г. А. Ворожейкин, С. Ф. Жаворонков, С. А. Красовский, С. И. Руденко, В. А. Судец, Ф. Я. Фалалеев, С. А. Худяков; организаторы авиационной промышленности и науки П. В. Дементьев, И. Т. Клейменов, А. И. Кузнецов, М. Н. Мишук, А. Н. Пономарёв, А. П. Реутов, А. И. Филин, Н. М. Харламов. Генеральными и главными конструкторами авиационной, ракетной и космической техники стали воспитанники и преподаватели академии С. В. Ильюшин, А. И. Микоян, А. С. Яковлев, В. Я. Климов, Н. Д. Кузнецов, А. А. Микулин, С. К. Туманский, В. Ф. Болховитинов, А. Д. Чаромский, В. П. Глушко, М. К. Тихонравов. В академии получили инженерное образование 15 первых космонавтов СССР, среди которых Ю. А. Гагарин и В. В. Терешкова. Академия располагает современной учебно-лабораторной базой, тренажёрными комплексами, вычислительным центром, учебно-опытным заводом, типографией, испытательным полигоном, парком новейших летательных аппаратов. Обучение ведётся на пяти факультетах и курсах повышения квалификации инженеров и преподавателей. В 1990/1991 учебном году на кафедрах академии работали более 80 докторов и около 500 кандидатов наук. В академии подготовлено 186 докторов и свыше

2000 кандидатов наук. Среди воспитанников академии 8 дважды Героев Советского Союза, 31 Герой Советского Союза, 15 Героев Социалистического Труда (из них один трижды и 6 дважды удостоены этого звания), 114 лауреатов Ленинской и Государственной премий СССР, 12 действительных членов и 8 член-корреспондентов АН СССР. Академия награждена орденами Ленина (1933), Октябрьской Революции (1970), Красного Знамени (1945), пятью иностранными орденами.

*В. Я. Кремлёв.*

### Юбилейная медаль к 60-летию Военно-воздушной инженерной академии.

**военно-воздушные силы** (ВВС) — высокоманевренный вид вооруженных сил государства, предназначенный для поражения самостоятельно и во взаимодействии с объединениями других видов вооруженных сил авиационных, сухопутных и морских группировок противника, подрыва его военно-экономического потенциала, дезорганизации государственного военного управления, нарушения работы тыла и транспорта, авиационной поддержки сухопутных войск и сил флота, прикрытия группировок войск (сил) и объектов от ударов воздушного противника, обеспечения вооруженных сил данными воздушной разведки, осуществления воздушных перевозок.

ВВС большинства стран состоят из стратегической (дальней), тактической (фронтовой, армейской), военно-транспортной авиации и включают бомбардировочную, истребительно-бомбардировочную, штурмовую, истребительную, разведывательную и транспортную, являющиеся родами авиации. В ряде государств в состав военно-воздушных сил входит и *авиация ПВО*, а армейская авиация является родом сухопутных войск. В США, кроме того, в военно-воздушные сил входят соединения межконтинентальных баллистических ракет и военно-космические средства. Организационно ВВС обычно состоят из оперативных авиационных объединений, соединений и частей (крыльев — в США), частей тыла, связи и радиотехнического обеспечения, специальных войск.

История военно-воздушных сил связана с развитием авиационной техники (см. *Авиация*). Появление первых военных самолётов в крупных государствах относится к 1909—1910. В России самолёты в военных целях впервые были использованы на манёврах Петербургского, Варшавского и Киевского военных округов в 1911. На каждой стороне действовало по одному авиаотряду, которые выполняли задачи по ведению воздушной разведки. Первый боевой опыт русский лётчики получили в 1912—1913 в первой Балканской войне, когда русский добровольческий авиаотряд действовал на стороне Болгарии. Опыт боевого применения авиации и её действия на манёврах послужили основой для дальнейшего развития военной авиации в русской армии. В Уставе полевой службы, изданном в 1912, нашли отражение положения по использованию самолётов как средства разведки и связи.

К началу Первой мировой войны Россия имела 263 военных самолёта (преимущественно французского производства). Франция — 156, Великобритания — 30, США — 30, Германия — 232, Австро-Венгрия — 65, Италия — 30. Эти самолёты ещё не имели бортового вооружения, скорость их составляла 100—120 км/ч, а потолок 2000—3000 м. Они применялись главным образом для ведения воздушной разведки и корректирования артиллерийский огня. Стремление к нанесению ударов по наземным целям с воздуха обусловило создание специального самолёта — бомбардировщика. Эффективная воздушная разведка и успешные бомбардировки вынудили воюющие стороны вести борьбу с самолётами-разведчиками и бомбардировщиками и создать для этих целей самолёт-истребитель. В 1914 в России был принят на вооружение четырёхмоторный бомбардировщик «*Илья Муромец*» и сформирована первая эскадра из 10 таких самолётов. К лету 1916 её состав увеличился до 20 самолетов. В 1915—1916 на вооружение поступили одноместные самолёты-истребители, в том числе во Франции «*Ньюпор*» и «*СПАД*», в Германии «*Фоккер*», в Великобритании «*Скаут-Д*», в России французские самолёты «*Ньюпор*». Одновременно с бурным развитием воздушных средств вооруженной борьбы возникла проблема борьбы за господство в воздухе, которая сводилась главным образом к воздушным боям. Начало активной борьбе с

самолётами противника положили русские лётчики *П. Н. Нестеров, Е. Н. Крутень, К. К. Арцеулов* и др. Ими были разработаны фигуры высшего пилотажа и принципы ведения воздушного боя. К концу Первой мировой войны ВВС как самостоятельный род войск состоял из родов авиации: бомбардировочной, истребительной и разведывательной. Численность авиации воюющих государств резко возросла. Если в начале войны во всех воюющих странах имелось всего 806 боевых самолётов, то к концу войны Германия имела 2730 самолётов, Австро-Венгрия — 622, Франция — 3321, Великобритания — 1758, США — 740, Италия — 842, Россия — 590 самолётов; всего было свыше 10 тысяч самолётов, в том числе разведчиков 44,9%, истребителей 40,4%, бомбардировщиков 14,7%. К концу войны скорость лучших типов самолётов-истребителей достигла 220 км/ч, разведчиков — 180, бомбардировщиков — до 170 км/ч, потолок увеличился до 7000 м.

Современные ВВС создавались вместе с Красной Армией. Руководство их строительством осуществлялось Наркоматом по военным и морским делам. В его составе 2 января 1918 (20 декабря 1917) была учреждена Всероссийская коллегия по управлению Воздушным флотом Республики (председатель *К. В. Акашев*), на которую возлагались руководство формированием авиационных частей, центральных и местных управлений Воздушного флота Республики, сохранение и сбережение авиационного имущества, подготовка авиационных кадров, организация материально-технического обеспечения. Переход к строительству регулярного Рабоче-Крестьянского Красного Военно-воздушного Флота был начат в соответствии с приказом №84 Наркомата по военным и морским делам от 25 января 1918, которым предписывалось «сохранить полностью для трудового народа все авиационные части и школы». Создаются новые органы управления в центре и на местах. 24 мая 1918 Всероссийская коллегия была упразднена, и образовано Главное управление Рабоче-Крестьянского Красного Военно-воздушного Флота (Главвоздухофлот), которое возглавлял Совет в составе начальника Главвоздухофлота и двух комиссаров. Для руководства боевой деятельностью авиационных частей на фронтах Гражданской войны в сентябре 1918 при штабе Реввоенсовета (РВС) Республики было создано Полевое управление авиации и воздухоплавания действующей армии (Авиадарм). За Главвоздухофлотом остались вопросы формирования и снабжения авиачастей. В конце 1921 в связи с ликвидацией фронтов Авиадарм был упразднён. Единым органом руководства авиацией стало Главное управление Воздушного Флота, которое в 1924 реорганизовано в Управление военно-воздушных сил Рабоче-крестьянской Красной Армии с подчинением его Реввоенсовету СССР. Начальник управления военно-воздушных сил являлся одновременно членом РВС. К ноябрю 1918 в составе военно-воздушных сил было 38, к весне 1919 — 61, а к декабрю 1920 — 83 авиаотряда (в том числе 18 морских). Всего в годы Гражданской войны на фронтах одновременно действовало до 350 советский самолётов. Лётные кадры готовились в 1-й Московской, Егорьевской и Зарайской авиационных школах, Военно-морской школе авиации (г. Самара), Петроградской военной школе лётчиков-наблюдателей. Подготовка воздухоплателей велась на Петроградских советских воздухоплавательных курсах. В 1919 организован Московский авиационный техникум, преобразованный в 1920 в Институт инженеров Красного Воздушного Флота. В 1922 на базе этого института создана Академия Воздушного Флота Рабоче-крестьянской Красной Армии имени профессора Н. Е. Жуковского (ныне Военно-воздушная инженерная академия имени профессора Н. Е. Жуковского).

В период Гражданской войны советская военная авиация вела активные боевые действия по защите молодой Советской Республики. Её основные задачи: воздушная разведка, поражение живой силы и объектов противника, борьба с его авиацией, корректирование артиллерийского огня, связь, разбрасывание листовок и агитационной литературы. Уже в годы Гражданской войны были решены некоторые вопросы оперативного искусства ВВС, разработаны основные принципы их боевого применения: массирование авиации на главных направлениях, взаимодействие с сухопутными войсками, централизованное управление. На главных направлениях действий сухопутных войск авиаотряды объединились в авиагруппы, что повышало их эффективность. Основные усилия ВВС сосредоточивались на тех фронтах, откуда Республике Советов грозила

наибольшая опасность. Всего за годы Гражданской войны советские лётчики произвели около 20 тысяч самолёто-вылетов, сбросили свыше 94000 кг бомб и большое количество агитационной литературы, провели 144 воздушных боя. За мужество и героизм, проявленные в боях на различных фронтах, 219 лётчиков и лётчиков-наблюдателей были награждены орденами Красного Знамени, 16 из них удостоены этой награды дважды, а С. А. Монастырев, И. У. Павлов, П. Х. Межергауп, Я. Н. Моисеев, Е. М. Ухин — трижды.

После окончания Гражданской войны начался быстрый количественный и качественный рост ВВС. В 1924—1933 на вооружение поступили истребители И-2, И-3, И-4, И-5, разведчики Р-3, тяжёлые бомбардировщики ТБ-1 и ТБ-3. В 30-е гг. на вооружение были приняты истребители И-15, И-16, И-153, бомбардировщики СБ, ДБ-3 (ДБ-3ф). За 1930—1940 производство военных самолётов возросло в 6,5 раза. В 1940—1941 начаты серийный выпуск истребителей Як-1, МиГ-3, ЛаГГ-3, бомбардировщиков Пе-2, Пе-8, штурмовиков Ил-2 (см. *Авиационная промышленность*) и перевооружение ими авиаполков. Одновременно совершенствовалась организационная структура ВВС. В 1924 основной организационной структурной единицей стала эскадрилья. В 1927 начато формирование авиабригад. В 1933 создаются авиакорпуса тяжелобомбардировочной авиации, которые предназначались для выполнения самостоятельных оперативных задач, а в 1936 — первое оперативное объединение тяжелобомбардировочной авиации — армия особого назначения. До 1939 в составе советских военно-воздушных сил было сформировано 3 таких армии. В 1940 управления авиационных армий расформированы. Из входивших в их состав частей и соединений была образована дальнебомбардировочная авиация Главного командования Красной Армии. В 1939—1940 ВВС переведены с бригадной организации на полковую и дивизионную. К июню 1941 военно-воздушные силы имели в своём составе 53,4% самолётов-истребителей, 41,4% бомбардировщиков и штурмовиков, 3,2% разведчиков, 2% транспортных самолётов. Организационно военно-воздушные силы делились на авиацию Главного командования (дальнебомбардировочная авиация), фронтовую (военно-воздушные силы военных округов), армейскую (ВВС общевойсковых армий) и войсковую (корпусные эскадрильи). Накануне Великой Отечественной войны подготовка авиационных кадров осуществлялась в 3-х авиационных академиях: Ленинградской военно-воздушной академии, Военно-воздушной, инженерной академии имени профессора Н. Е. Жуковского, Военно-воздушной академии командного и штурманского состава (ныне Военно-воздушной академии имени Ю. А. Гагарина), 78 лётных и 18 технических школах и училищах. В 1921—1941 руководство советскими военно-воздушными силами осуществляли А. В. Сергеев (1921—1922), А. А. Знаменский (1922—1923), А. П. Розенгольц (1923—1924), П. И. Баранов (1924—1931), Я. И. Алкснис (1931—1937), А. Д. Локтионов (1937—39), Я. В. Смушкевич (1939—40), П. В. Рычагов (1940—1941).

ВВС многих зарубежных государств в 1918—1939 получили значительное развитие и к началу Второй мировой войны имели в строю боевых самолётов: Германия — 4093, США — 1576, Япония — около 3750, Великобритания — 3891, Франция — 3335, Италия — 2802. Удельный вес бомбардировочной авиации в составе ВВС всех стран увеличился по сравнению с 1918 в 2,5 раза, а истребительной и разведывательной авиации уменьшился. ВВС Германии делились на 5 флотов (оперативных объединений), каждый из которых включал 800—1200 самолётов. ВВС Великобритании были самостоятельным видом вооружённых сил, подчинялись министру авиации и делились на истребительные и бомбардировочные командования; морская авиация подчинялась военно-морскому министру. ВВС США во Второй мировой войне не имели единого командования. Авиачасти и соединения, предназначенные для поддержки войск, объединялись в воздушные корпуса, которые подчинялись командованию войск; морская авиация находилась в составе военно-морских сил.

Решением Ставки Главного Командования 29 июня 1941 был создан Военный Совет военно-воздушных сил и учреждена должность командующего военно-воздушными силами — заместителя наркома обороны. Эту должность занимали П. Ф. Жигарев (до апреля 1942), А. А. Новиков (1942—1946). Руководство страны приняло все возможные меры по ускоренному вводу в строй авиационных заводов, строительство которых в соответствии с планом третьей пятилетки началось

ещё до войны. Это сыграло решающую роль не только в восполнении значительных потерь советской авиации в начале Великой Отечественной войны, но и позволило увеличить её мощь. На вооружение военно-воздушных сил все больше поступало самолётов-истребителей Як-7, Як-9, Як-3, Ла-5, Ла-7, двухместных штурмовиков Ил-2 (а с лета 1944 Ил-10), бомбардировщиков Пе-2, Ту-2, пушек, бомб, радиолокационных станций, радиосвязного и аэронавигационного оборудования, аэрофотоаппаратов и другой техники и вооружения. Продолжала совершенствоваться организационная структура военно-воздушных сил. В марте 1942 соединения дальней авиации объединены в Авиацию дальнего действия с непосредственным подчинением Ставке Верховного Главнокомандования (ВГК); учреждена должность командующего Авиацией дальнего действия, на которую был назначен *А. Е. Голованов*. С мая 1942 во фронтовой авиации стали создаваться авиационные оперативные объединения — воздушные армии (к концу года их насчитывалось 17). Осенью 1942 началось формирование отдельных авиационных корпусов и дивизий резерва ВГК, что позволяло быстро сосредоточивать крупные силы авиации на важнейших направлениях. Высокие боевые качества советских ВВС особенно ярко проявились в битвах под Москвой, Сталинградом, Курском, в воздушных сражениях на Кубани, в операциях на Правобережной Украине, в Белоруссии, Яско-Кишиневской, Висло-Одерской и Берлинской операциях. Если в операциях 1941 участвовало 200—500 самолётов, то в 1943—1945 — до нескольких тысяч, а в Берлинской операции 1945 — до 7500 самолётов.

За годы Великой Отечественной войны фронтовая и дальняя авиация совершили 3124 тысяч боевых самолёто-вылетов и нанесли противнику большой урон в живой силе и технике. Из 77 тысяч самолётов, потерянных фашистской Германией на советско-германском фронте, 57 тысяч были уничтожены советскими лётчиками в воздушных боях и на аэродромах. Военно-воздушные силы оказали большую помощь партизанам. Авиацией дальнего действия и Гражданского воздушного флота было совершено около 110 тысяч самолёто-вылетов, перевезено свыше 83 тысяч партизан, доставлено им 17 тысяч т вооружения, боеприпасов, продовольствия и других грузов. За успешное выполнение боевых заданий командования, проявленные мужество и отвагу свыше 200 тысяч воинов-авиаторов награждены орденами и медалями, 2420 авиаторам присвоено звание Героя Советского Союза, 65 лётчиков удостоены этого звания дважды и двое — трижды (*А. И. Покрышкин* и *И. Н. Кожедуб*). Советские военные лётчики за годы войны совершили более 600 воздушных таранов, при этом 34 лётчика дважды таранили вражеские самолёты, *А. С. Хлобыстов* — трижды, а *Б. И. Ковзан* — четырежды. Свыше 500 лётчиков повторили бессмертный подвиг *Н. Ф. Гастелло*. Орденами СССР были награждены 897 авиасоединений и частей, 708 получили почётные наименования и 228 удостоены звания гвардейских.

За годы Второй мировой войны значительно улучшились лётно-технические характеристики самолётов: скорость истребителей достигла 650—720 км/ч, дальность полёта стратегических бомбардировщиков превысила 6,5 тысяч км, а их максимальная бомбовая нагрузка достигла 8—9 т. Производство боевых самолётов всех воюющих государств за годы войны составило 450 тысяч.

В послевоенные годы основное направление развития советских военно-воздушных сил — переход от поршневой авиации к реактивной. Фронтовая авиация получила на вооружение реактивные самолёты МиГ-9, Як-15, МиГ-15, Ла-15, Ил-28 и др. Оснащалась новой авиационной техникой и транспортная авиация. Созданы вертолётные части. На основе опыта, накопленного в период Великой Отечественной войны, разработаны и изданы новые уставные документы. Для обеспечения надежного самолётовождения, точного бомбометания и стрельбы самолёты оснащаются различными радиоэлектронными системами; началось оборудование аэродромов системой посадки самолётов по приборам. Поступление на вооружение ядерного оружия обусловило коренные изменения в формах и способах боевого применения военно-воздушных сил и резко повысило их роль. Одновременно продолжалось развитие авиационной техники. Истребительная авиация получила сверхзвуковые самолёты МиГ-19, вооружённые ракетами класса «воздух — воздух», а на смену устаревшим самолётам-штурмовикам пришли истребители-бомбардировщики МиГ-15бис, Су-7Б. На вооружение дальней авиации поступили новые тяжёлые реактивные и турбовинтовые самолёты Ту-16, Ту-95, М-4, ЗМ. Увеличилось производство

вертолётов. Количественный и качественный рост военно-транспортных самолётов позволил расширить задачи военно-транспортной авиации. Рост боевых возможностей ВВС требовал совершенствования системы управления. В 1946 была введена должность Главнокомандующего ВВС — заместителя Министра Вооружённых Сил (затем заместитель Министра обороны СССР). Эту должность занимали *К. А. Вершинин* (1946—1949, 1957—1969), *Жигарев* (1949—1957), *П. С. Кутахов* (1969—1984), *А. Н. Ефимов* (1984—1990), *Е. И. Шапошников* (1990—91), *П. С. Дейнекин* (с 1991). Штаб ВВС преобразован в Главный штаб ВВС.

Продолжалось совершенствование организационной структуры частей, соединений, объединений. В составе ВВС оформились дальняя и военно-транспортная авиация как виды авиации. На вооружение истребительной авиации поступили новые реактивные самолёты с ракетным и пушечным вооружением. Вместо штурмовой авиации создана истребительно-бомбардировочная, способная применять как обычные средства поражения, так и ядерное оружие. Фронтовая и дальняя авиация также стали ракетноносными. В военно-транспортной авиации на смену устаревшим поршневым самолётам пришли турбовинтовые самолёты большой грузоподъёмности.

Большое внимание уделяется подготовке высококвалифицированных кадров для ВВС. Созданы высшие Военные авиационные училища, начавшие с 1959 подготовку лётчиков-инженеров и штурманов-инженеров. Учреждены почётные звания «*Заслуженный лётчик-испытатель СССР*» и «*Заслуженный штурман-испытатель СССР*» (1958), «*Заслуженный парашютист-испытатель СССР*» (1934). В 1965 для лучших мастеров лётного дела были установлены почётные звания «*Заслуженный военный лётчик СССР*» и «*Заслуженный военный штурман СССР*». Указом Президиума Верховного Совета СССР от 22 августа 1988 почётные звания «*Заслуженный военный лётчик СССР*», «*Заслуженный военный штурман СССР*» и «*Заслуженный парашютист-испытатель*» упразднены. Для авиационных специалистов, как и представителей других видов Вооружённых Сил, установлено единое почётное звание «*Заслуженный специалист Вооружённых Сил*». На вооружение ВВС зарубежных государств (США, Великобритании, Франции, ФРГ) в послевоенный период также поступили реактивные самолёты, оснащённые управляемыми и неуправляемыми реактивными снарядами различных классов и назначения. Основное внимание уделяется развитию тактической авиации (США, ФРГ, Франция), которая рассматривается в качестве основного средства доставки ядерных боеприпасов на театре военных действий и поддержки войск. Для поражения объектов в глубоком тылу в США, Великобритании и Франции были разработаны и приняты на вооружение реактивные стратегические бомбардировщики. Ведутся интенсивные работы по перевооружению военно-воздушных сил новыми типами самолётов.

Советские ВВС к началу 90-х гг. состояли из дальней, фронтовой, армейской и военно-транспортной авиации. Основу их ударной мощи составляла дальняя авиация, оснащённая сверхзвуковыми ракетноносцами и бомбардировщиками большого радиуса действия, способными нанести удары по наиболее важным наземным (морским) объектам противника на континентальных и океанских (морских) театрах военных действий. Фронтовая авиация, имевшая на вооружении бомбардировщики, истребители-бомбардировщики, штурмовики, истребители, разведчики, способна вести борьбу с ракетно-ядерными средствами и авиацией противника, его резервами, осуществлять авиационную поддержку сухопутных войск (сил) путём уничтожения главным образом подвижных объектов, надёжно прикрывать их от ударов противника с воздуха, вести воздушную разведку и радиоэлектронную борьбу в оперативной и тактической глубине обороны противника. Армейская авиация, включавшая боевые и транспортные вертолёты и беспилотные летательные аппараты, способна успешно вести боевые действия по поражению наземных (морских), главным образом подвижных, объектов на переднем крае и в тактической глубине, осуществлять десантирование и обеспечивать манёвр войск, а также решать другие задачи. Военно-транспортная авиация, имея на вооружении современные большегрузные самолёты, способна выбрасывать и высаживать десанты со штатным вооружением (включая танки, орудия, ракеты), перевозить по воздуху на большие расстояния войска, вооружение, боеприпасы и материальные средства, обеспечивать манёвр авиационных соединений и частей, эвакуировать

раненых и больных, а также вести радиоэлектронную борьбу и выполнять специальные задачи.

Ежегодно в третье воскресенье августа отмечается День Воздушного Флота. Этот праздник был установлен Указом Президиума Верховного Совета СССР от 28 апреля 1933 в честь выдающихся достижений учёных, авиаконструкторов, лётного и технического состава военно-воздушных сил в деле укрепления обороноспособности государства.

*Лит.:* Ефимов А. Н., Над полем боя, 2 изд., М., 1980; Яковлев А. С., Советские самолеты, 4 изд., М., 1982; Кожевников М. Н., Командование и штаб ВВС Советской Армии в Великой Отечественной войне 1941—1945. М., 1985; Руденко С. И., Крылья Победы, 2 изд., М., 1985; Тимохович И. В., В небе войны, 1941—1945, 2 изд., М., 1986; Шумихин В. С., Советская военная авиация 1917—1941, М., 1986; Вооруженные силы основных капиталистических государств. М., 1988.

*А. Н. Ефимов.*

**военно-транспортный летательный аппарат** — предназначается для выброски (высадки) воздушных десантов и осуществления воздушных перевозок войск, боевой техники, вооружения, боеприпасов, горючего, продовольствия и других материальных средств, эвакуации раненых и больных. Военно-транспортные самолёты (ВТС) и вертолёты (ВТВ) подразделяются на тяжёлые, средние и легкие.

В фюзеляже ВТС и ВТВ обычно располагают кабину грузовую для размещения личного состава перевозимых войск, военной техники и грузов. Для крепления, загрузки, выгрузки и десантирования людей и грузов в этих кабинах устанавливают десантно-транспортное оборудование. На большинстве ВТС и ВТВ в их хвостовой части имеется грузовой люк с откидывающейся рампой, через который осуществляют загрузку и выгрузку летательного аппарата на земле. На ВТС грузовой люк открывается также и в полёте, и через него производится выброска десантников, боевой техники и грузов десанта на парашютных системах. Некоторые ВТС имеют откидную носовую часть и грузовой люк в боковой части фюзеляжа (грузовой кабины), которые служат также для загрузки и разгрузки самолёта, но десантирование через них в полёте невозможно. Такие ВТС предназначаются только для воздушных перевозок.

ВТС, как правило, строятся по схеме высокоплана, то есть крыло располагается в верхней части фюзеляжа. Такая схема позволяет иметь максимальный объём грузовой кабины, ровный пол по всей её длине и низкое шасси, благодаря чему удобно загружать самолёт непосредственно из грузовых автомобилей, не прибегая к специальным погрузчикам. Большинство ВТС и ВТВ имеют шасси высокой проходимости, обеспечивающее их эксплуатацию с грунтовых аэродромов, максимально приближённых к расположению перевозимых или десантируемых войск, районам погрузки и выгрузки. В качестве силовых установок на ВТС и ВТВ применяются газотурбинные двигатели. ВТС с турбовинтовыми двигателями и турбореактивными двухконтурными двигателями наряду с хорошими взлётно-посадочными характеристиками имеют большую дальность полёта. Некоторые ВТС оснащены двигателями с устройствами реверсирования тяги, что позволяет существенно сократить длину пробега после посадки.

Бортовое оборудование ВТС и ВТВ обеспечивает выполнение ими боевых задач днём и ночью, в простых и сложных метеорологических условиях. Как правило, ВТС оборудуются автоматизированными пилотажно-навигационными комплексами (ПНК), позволяющими с высокой точностью автономно или с помощью наземных радиотехнических средств выходить в район десантирования и осуществлять прицельную выброску десанта или посадку на заданном аэродроме. В состав ПНК обычно входят бортовые радиолокационные станции, доплеровский индикатор скорости и угла сноса, система воздушных сигналов, бортовая ЭВМ и другая аппаратура. В состав вооружения ряда ВТС входит и бортовой оборонительный комплекс, включающий средства радиоэлектронного противодействия, средства помех тепловым головкам самонаведения ракет; на некоторых ВТС устанавливаются также огневые средства обороны.

В. В. Филиппов.

**Историческая справка.** Первый самолёт, предназначенный специально для военно-транспортных и десантных операций, создан в Германии фирмой «Юнкерс» — Ju52/3m (первый полёт в 1932, боевая нагрузка 1,5 т). Во Второй мировой войне широко использовались разработанные в США в конце 30-х гг. лёгкие ВТС С-47 «Скайтрейн» фирмы «Дуглас» (на основе пассажирского самолёта DC-3) и С-46 «Коммандо» фирмы «Кёртисс».

После войны основные работы за рубежом в области военно-транспортной авиации проводятся в США. В конце 40-х — начале 50-х гг. здесь создано несколько типов лёгких и средних ВТС, среди них на фирме «Дуглас» — С-124 «Глоубмастер» II и С-133 «Каргомастер», которые до Второй половины 50-х гг. были основными в военно-воздушных силах США. В дальнейшем основными разработчиком ВТС стала фирма «Локхид». Ею выпущены средние тактические самолёты С-130 «Геркулес» (1954), тяжёлые стратегические С-141 «Старлифтер» (1963) С-5А (1968) и С-5В «Галакси» (1985).

В числе ВТС других стран разработанные в Великобритании — Армстронг-Уитуорт «Аргоси» (1959) и Шорт «Белфаст» (1964), в Италии — Аэриталия G. 222 (1970) в Канаде — DHC-5 «Баффало» (1964, фирма «Де Хэвилленд эркрафт оф Канада»), в ФРГ и Франции — С-360 «Трансаль».

В СССР в качестве ВТС применялись тяжёлые транспортные самолёты Ан-22 «Антей» (1965). Ан-124 «Руслан» (1982) и Ан-225 «Мрия» (1988), средние АН-12 (1957) и Ил-76 (1971) и лёгкие Ан-26 (1969) и Ан-32 (1976).

В начале 50-х гг. для военно-транспортных операций стали применять многоцелевые вертолёты, в дальнейшем были разработаны специализированные ВТВ. Ведущее место в этой области заняли фирмы «Сикорский» и «Боинг вертол» (США). Наиболее известные ВТВ созданные на фирме «Сикорский»: лёгкие Н-34 «Чокто» (1954), УН-60А «Блэк хоук» (1974). средний СН-54 (1962), тяжёлый СН-53Е (1974, самый тяжёлый зарубежный вертолёт) и др. На фирме «Боинг вертол» разработаны лёгкий ВТВ СН-46 «Си найт» (1958) и средний СН-47 «Чинук» (1961). Во Франции используется вертолёт фирмы «Аэроспасьяль» AS 332 «Супер пума» (1978).

В СССР в классе ВТВ были созданы тяжёлые Ми-6 (1957), Ми-10К (1965), Ми-26 (1978), средний Ми-8 (1962), лёгкие Ми-4 (1952), Ми-2 (1961) и др.

**воздействие на окружающую среду летательных аппаратов** — проявляется в виде шума летательных аппаратов и *эмиссии вредных веществ* с выпускными газами двигателей. Наибольший шум на местности летательные аппараты производят вблизи аэропортов при выполнении взлётно-посадочных операций (см. *Шума источники, Шум двигателя, Нормы шума*). Значительный шум на местности может создавать *вспомогательная силовая установка* летательного аппарата при ее работе в наземных условиях. Доля авиации в общем загрязнении атмосферы мала, однако, например, в зоне аэропорта, она может быть значительной. Загрязняющими веществами являются отработавшие газы двигателей, содержащие в небольших концентрациях оксиды углерода, серы и азота, несгоревшие углеводороды, сажу и др. Снижение эмиссии вредных веществ достигается совершенствованием камеры сгорания и других узлов двигателя. Уменьшение загрязнения воздуха обеспечивается также улучшением методов эксплуатации летательных аппаратов. Нормирование воздействия авиации на окружающую среду в рамках международной организации гражданской авиации (ИКАО) осуществляется в соответствии с Приложением 16 «Охрана окружающей среды» (1981) к *Чикагской конвенции* 1944 о международной ГА. В СССР аналогичные требования к уровням воздействия авиации на окружающую среду были сформулированы в Государственных и отраслевых стандартах, а также в Нормах лётной годности авиационной техники.

**Воздух** — естественная смесь газов, составляющих атмосферу Земли. Основные (по объёму) компоненты **В.** (%): азот 78,08, кислород 20,95, аргон 0,93, углекислый газ 0,03. Содержание в **В.**

азота, кислорода и инертных газов практически постоянно, причём постоянная концентрация кислорода поддерживается растительным миром Земли. Газовый состав атмосферы до высоты 100—110 км мало меняется. Кислород поглощает ультрафиолетовую радиацию и диссоциирует на атомы, которые, соединяясь с кислородом, образуют озон. У земной поверхности озон содержится в незначительном количестве. Его содержание увеличивается в стратосфере. Содержание воды в **В.** у земной поверхности непостоянно и может меняться от  $2 \cdot 10^{-4}\%$  по объёму (в полярных районах) до 3% (у экватора). В **В.** присутствуют примеси антропогенного и космического происхождения, а также атмосферный аэрозоль — твёрдые и жидкие частицы, взвешенные в атмосфере, размеры которых превышают размеры молекул. К твёрдой составной части аэрозоля относятся продукты выветривания почвы, дробления минералов, индустриальной пыли и др. Взаимодействуя с частицами жидкости и растворяясь в их скоплениях, комплексы твёрдого и жидкого аэрозоля служат основой образования капельных и ледяных облаков, осадков, а также формирования смога. Искусственный **В.** (точнее — искусственная атмосфера, смеси газов, пригодные для дыхания) применяется в высотной авиации.

От физических свойств **В.** зависят аэродинамические и аэростатические силы, действующие на летательный аппарат в атмосфере, характеристики воздушно-реактивного двигателя. В расчётах значения физических параметров **В.** берут из данных по *международной стандартной атмосфере*, где в качестве исходных для среднего уровня моря приняты значения температуры 288,15 К (15 $\{\{\circ\}\}$ С), давления 101325 Па, плотности 1,225 кг/м<sup>3</sup>, молярной массы 28,96 кг/кмоль, показателя адиабаты 1,4, удельной газовой постоянной 287 Дж\*кг<sup>-1</sup>\*К<sup>-1</sup> удельной теплоёмкости при постоянном давлении  $10 \cdot 10^3$  Дж\*кг<sup>-1</sup>\*К<sup>-1</sup>, скорости звука 340 м/с; стандартизованы и некоторые другие физические параметры воздуха.

С. С. Гайгеров.

**воздухозаборник** (ВЗ) — элемент летательного аппарата, предназначенный для подвода из атмосферы к двигателю воздуха с параметрами, обеспечивающими высокую эффективность силовой установки по тяге и расходу топлива при её минимальном *сопротивлении аэродинамическом* и надёжной (без *помпажей* двигателей и ВЗ) работе. ВЗ подразделяют в зависимости от диапазона скоростей полёта летательного аппарата на дозвуковые и сверхзвуковые, а в зависимости от конфигурации — на осесимметричные, плоские (с прямоугольным поперечным сечением) и другие.

**Дозвуковой ВЗ** (рис. 1) включает коллектор и диффузор. Коллектор 1 ( $\{\{\text{---}/\}\}$ ), иногда с автоматически открывающимися окнами 2 для впуска воздуха, предназначен для обеспечения безотрывного втекания воздуха в канал при взлёте и маневрировании летательного аппарата. Диффузор 3 с малым углом раствора позволяет улучшить сопряжение коллектора с гондолой 4 двигателя для уменьшения аэродинамического сопротивления. За диффузором ВЗ до воздушно-реактивного двигателя может быть канал почти постоянного поперечного сечения по длине и нередко криволинейный. ВЗ вертолётов выполняются часто с пылезащитным устройством 5. Очистка воздуха осуществляется на криволинейном участке канала 6 за счёт центробежного эффекта. Концентрат пыли удаляется из ВЗ по трубопроводу 7.

**Сверхзвуковой ВЗ** (рис. 2) включает сверхзвуковой диффузор — участок для торможения и сжатия сверхзвукового потока и дозвуковой диффузор 6, расположенный за «горлом» (наиболее узкое сечение  $F_r$  канала). Обечайка 2 выполняется тонкой для уменьшения *волнового сопротивления гондолы*. Сжатие потока в сверхзвуковом диффузоре осуществляется в системе *скачков уплотнения*, образованной специально профилированной обечайкой и клиновидным телом  $\{\{\text{I}\}\}$  у плоских ВЗ или конусообразным центральным телом у осесимметричных ВЗ. Идеальный принцип сжатия (при *изоэнтропическом течении*) используется редко и только для отдельных участков сверхзвукового диффузора с тем, чтобы не увеличивать длину и массу ВЗ. (В СССР первые работы по теории сверхзвуковых ВЗ выполнены Г. И. Петровым и Ю. Н. Васильевым.) Клиновидное, и конусообразное тела имеют в зоне перехода сверхзвукового течения в дозвуковое отверстия 7 для

отсоса пограничного слоя с целью предотвращения срыва потока. Сверхзвуковые диффузоры бывают двух типов: с внешним (до обечайки) сжатием потока (рис. 2, а) и со смешанным сжатием, когда сверхзвуковой поток простирается до горла (рис. 2, б). ВЗ второго типа могут быть с принудительным «запуском», то есть с кратковременным увеличением площади  $F_r$  при восстановлении нарушенного расчётного течения, или автозапускаемые — со сливом из канала избыточного при «запуске» воздуха через отверстия 7. ВЗ смешанного сжатия при *Маха числах* полёта  $M_{\infty} > 2$  эффективнее ВЗ внешнего сжатия, но они предпочтительны для летательного аппарата с ограниченной манёвренностью. Число скачков уплотнения в диффузоре выбирается в зависимости от значения  $M_{\infty}$ ; при внешнем сжатии — до 3—4 косых и замыкающий (близкий к прямому), при смешанном сжатии — более 4 косых и замыкающий (рис. 2).

Сжатие воздуха в ВЗ с увеличением скорости полёта возрастает и, наряду со сжатием воздуха компрессором газотурбинного двигателя, является фактором, определяющий термический коэффициент полезного действия силовой установки летательного аппарата. При  $M_{\infty} > 3$  степень повышения давления в ВЗ высокая (22—28), что позволяет создавать воздушно-реактивный двигатель без компрессора (прямоточный воздушно-реактивный двигатель).

Трение и возможные срывы потока в тракте ВЗ, а также сжатие воздуха в скачках уплотнения приводят к снижению *коэффициента восстановления полного давления*  $\{\eta\}$ , возрастанию степени турбулентности  $\{\varepsilon\}$  и неравномерности  $\{\sigma\}$  поля полного давления перед воздушно-реактивным двигателем. Снижение  $\eta$  приводит к уменьшению тяги и увеличению удельного расхода топлива двигателя. Увеличение  $\{\varepsilon\}$  и  $\{\sigma\}$  снижает запасы газодинамической устойчивости двигателя (см. *Устойчивость гидродинамическая*). Характеристики  $\{\varepsilon\}$  и  $\{\sigma\}$  улучшаются, если за диффузором расположен канал 5. Для обеспечения высокой эффективности на всех режимах полёта ВЗ выполняется с элементами, автоматически регулируемые в зависимости от значения  $M_{\infty}$ , так называемого приведённого расхода воздуха  $G$  через газотурбинный двигатель, углов атаки и скольжения летательного аппарата. Регулируется площадь горла  $F_r$ : у осесимметричных ВЗ — продольным перемещением центр, тела, у плоских ВЗ — поворотом поверхностей диффузоров (изменением углов  $\nu_1, \nu_2, \nu_3$ ). На старте и до скоростей, соответствующих числу  $M_{\infty} = 1 — 1,4$ ,  $F_r$  максимальна, при дальнейшем увеличении скорости полёта она уменьшается. Регулирование  $F_r$  нередко дополняется регулированием площади  $F_c$  для слива части воздуха из канала в атмосферу через окна 4. С целью улучшения характеристик на режимах взлёта ВЗ выполняется с автоматически открывающимися окнами 3 или с отклоняемой обечайкой 2. Иногда для упрощения конструкции ВЗ выполняется нерегулируемым с заведомо худшими характеристиками.

При рассогласовании положения регулируемых элементов ВЗ с режимом работы газотурбинного двигателя система скачков уплотнения в диффузоре нарушается. При этом возможные положения замыкающего скачка уплотнения ограничены: при его смещении по потоку (увеличение  $G$  или  $F_c$ ) — возрастанием возмущений  $\{\varepsilon\}$  и  $\{\sigma\}$  в канале до неприемлемого для заданного газотурбинного двигателя уровня, а при смещении против потока (уменьшение  $F_c$  или  $G$ ) — появлением признаков помпажа ВЗ, недопустимого для эксплуатации летательного аппарата [низкочастотных (3—15 Гц) автоколебаний потока в канале].

Приемлемые для эксплуатации режимы ВЗ зависят от особенностей так называемой дроссельной характеристики ВЗ  $\{v\} = \{\varphi\}(f)$  ( $f = F/F_0$  — коэффициент расхода воздуха через газотурбинный двигатель,  $F_0$  — геометрическая площадь входного сечения ВЗ,  $F$  — площадь струи воздуха, попадающей в ВЗ), определяемой совместно с характеристиками  $\varepsilon$  и  $\sigma$  при испытании модели ВЗ в аэродинамической трубе (рис. 3). Рабочие значения  $\{v\}_p$  выбираются с учётом зависящего от коэффициента  $f$  аэродинамического сопротивления ВЗ при обеспечении необходимых противопомпажных запасов ВЗ и газотурбинного двигателя. Для этого используется совокупность дроссельных характеристик ВЗ с различным положением органов механизации (различными значениями  $F_r, F_c$ ).

Места расположения ВЗ на летательном аппарате различны. Важно, чтобы в ВЗ не попадали *следы аэродинамические* с пониженным полным давлением от впереди расположенных элементов летательного аппарата, а значение и направление местной скорости были благоприятны. Типичные места расположения ВЗ на дозвуковых летательных аппаратах — в лобовой части гондол, укрепленных на пилонах под крылом и на хвостовой части фюзеляжа, а на сверхзвук, летательных аппаратах — под крылом или по бокам фюзеляжа на расстоянии  $h$  (рис. 2) от поверхности летательного аппарата, необходимом для предотвращения попадания пограничного слоя в ВЗ. При компоновке ВЗ на летательном аппарате прорабатываются вопросы снижения вероятности повреждения газотурбинного двигателя попадающими в канал с грунта случайными предметами.

Лит.: [Абрамович Г. Н.](#), Газовая динамика воздушно-реактивных двигателей. М., 1947; [Нечаев Ю. Н.](#), [Федоров Р. И.](#), Теория авиационных газотурбинных двигателей, ч. 1—2, М., 1977—1978.

*А. В. Николаев.*

Рис. 1. Дозвуковые воздухозаборники: *а* — самолёта; *б* — вертолёта; штриховые линии — линии тока при взлёте, сплошные — в полёте.

Рис. 2. Сверхзвуковые воздухозаборники: *а* — с внешним сжатием; *б* — со смешанным сжатием; штриховые линии — скачки уплотнения.

Рис. 3. Дроссельная характеристика сверхзвукового воздухозаборника:  $G_{\min}$ ,  $G_{\max}$  — минимальное и максимальное значения приведенного расхода воздуха.

**воздухоплавание** — 1) перемещение в воздухе воздухоплавательных аппаратов (ВА), использующих либо только аэростатическую подъёмную силу (свободные *аэростаты*, радиозонды и т. п.), либо совместно аэростатические и аэродинамические подъёмные силы (привязные аэростаты, *дирижабли*, *гибридные летательные аппараты*); 2) организация, (служба), применяющая для полётов ВА. До начала 20-х гг. XX в. термин «В.» обозначал передвижение по воздуху вообще.

Свободные аэростаты служат для выполнения научных исследований, регулярных метеорологических зондирований, разведывательных, военных, спортивных, развлекательных и других целей. Привязные аэростаты используются для проведения научных исследований, подъёма антенн, локаторов, ретрансляторов, наблюдения и разведки, заграждения от налётов авиации, подготовки парашютистов, обзора и других целей. Дирижабли могут применяться для транспортных перевозок, ведения дальней и ближней разведок, экспедиционных полётов, поисков подводных лодок, затонувших судов, мин, косяков рыб, спасательных работ, туристических полётов и др.

В зависимости от назначения, высоты и системы управления каждый из основных типов ВА включает аппараты с различными конструктивными особенностями и летно-техническими характеристиками. ВА могут быть как с экипажем, так и без экипажа (пилотируемые или беспилотные). В качестве подъёмного газа, обеспечивающего аэростатическую подъёмную силу, обычно используются водород, гелий, светильный газ или нагретый воздух.

Применяющееся иногда определение ВА как «летательного аппарата легче воздуха» неточно, так как любой ВА может быть и легче, и тяжелее воздуха в его объёме и иметь вес, равный весу этого воздуха, что зависит от аэростатической сбалансированности ВА.

*Р. В. Пятыйшев.*

**воздушная линия** — то же, что *авиалиния*.

**воздушная обстановка** — одновременное взаимное расположение по вертикали и горизонтали летательных аппаратов в определенном районе *воздушного пространства*. Различные районы

воздушного пространства имеют неодинаковую сложность **В. о.**, характеризующуюся числом летательных аппаратов, находящихся одновременно в данном районе, числом пересекающихся воздушных трасс, участков воздушных трасс с переменным профилем полёта, размерами воздушного пространства и его структурой. Поэтому воздушное движение должно быть хорошо организовано и контролироваться службой управления воздушным движением.

**воздушная скорость** — см. в статье *Скорость*.

**воздушная трасса** — участок в воздушном пространстве, предназначенный для полётов летательных аппаратов, обеспеченный трассовыми аэродромами и оборудованный средствами радионавигации, контроля и управления воздушным движением. **В. т.**, пролегающие внутри территории государства, относятся к внутренним, а вне территории — к международным. Для каждой **В. т.** указываются эшелоны (см. *Эшелонирование*), выделенные для полётов, и ширина (см. *Воздушный коридор*).

**воздушное право** — совокупность правовых норм, регулирующих отношения, возникающие в связи с использованием *воздушного пространства*. **В. п.** включает нормы национального (внутригосударственного) и международного права; его исходным положением является признание полного и исключительного суверенитета государства в отношении своего воздушного пространства.

Современное **В. п.** имеет комплексный характер: содержит нормы государственного права (суверенитет над воздушным пространством), гражданские права (перевозки пассажиров, грузов, ответственность перевозчика и владельца воздушного судна, выполнение авиационных работ в народном хозяйстве и т. п.), административные права (порядок регистрации воздушных судов и аэродромов, строительство объектов в районах аэродромов, их маркировка, административная ответственность за правонарушения на воздушном транспорте, уголовного права (ответственность за особо тяжкие правонарушения, например, угон воздушного судна и т. п.). Специфика **В. п.** предопределила объединение этих норм (за исключением норм уголовного права) в единые законодательные акты.

В России вопросы **В. п.** регламентируются *Воздушным кодексом СССР*, отдельные положения содержатся в других законодательных актах и постановлениях. Согласно законодательству, воздушные суда подлежат обязательной регистрации в Государственном реестре. Полёт, при котором воздушное судно пересекает государственные границы и границы других государств, считается международным. Полёты иностранных воздушных судов могут производиться только по установленным *воздушным трассам* в соответствии с заключёнными международными соглашениями о воздушном сообщении или по специальным разрешениям на разовые полёты. Нормами **В. п.** регламентированы также правовое положение воздушных судов, порядок деятельности аэродромов и аэропортов, правила осуществления воздушных (в том числе международных) перевозок пассажиров, багажа и грузов, ответственность перевозчика и других лиц при воздушном передвижении и другие вопросы.

Основные источники международного **В. п.** — международные договоры и конвенции (многосторонние и двусторонние), прежде всего *Чикагская конвенция 1944*, учредившая *Международную организацию гражданской авиации* (ИКАО). Многосторонние конвенции решают вопросы ответственности перевозчика при международных авиаперевозках (например, *Варшавская конвенция 1929*), ответственности *эксплуатанта воздушного судна* перед третьими лицами (*Римская конвенция 1952*), борьбы с актами незаконного вмешательства в деятельность гражданской авиации (*Токийская конвенция 1963*), в частности с незаконным захватом воздушных судов (*Гаагская конвенция 1970*), незаконными актами, направленными против безопасности гражданской авиации (*Монреальская конвенция 1971*), и др.

*Лит.:* Международное воздушное право кн. 1. М., 1980.

**воздушное пространство** — пространство, простирающееся вверх над поверхностью Земли. В воздушном праве различают государственное (национальное) **В. п.** и **В. п.** над открытым морем. Государственное **В. п.** расположено над сухопутной и водной территориями государства, включая его территориальные воды. Оно входит в состав государственной территории и находится под полным и исключительным суверенитетом данного государства. Принцип суверенитета государства над **В. п.** получил юридическое закрепление в Парижской конвенции 1919 о воздушных передвижениях и в *Чикагской конвенции 1944*. **В. п.** над открытым морем расположено над морями и океанами за пределами территориальных вод государств и открыто для полётов летательных аппаратов всех стран. Принцип свободы полетов над открытым морем предполагает, что каждое государство должно разумно учитывать заинтересованность других государств в свободе полётов, соблюдать общепризнанные принципы и нормы международного права.

Для организации полётов, обслуживания воздушного движения, а также обеспечения других видов деятельности, связанной с использованием **В. п.** (пуски ракет, стрельбы и др.), в нём определяются следующие структурные элементы: районы полётной информации (например, районы, где имеется *управление воздушным движением*), районы аэродромов, воздушные трассы, коридоры входа и выхода летательных аппаратов, зоны ожидания и т. д. Над объектами, имеющими важное государственное значение, устанавливаются *запретные зоны, зоны ограничения полётов*. В интересах организации полётов и обслуживания воздушного движения **В. п.** делится, кроме того, на верхнее и нижнее, граница между которыми обычно проходит на уровне 6000 м. Районы и зоны, в которых обеспечивается *диспетчерское обслуживание* воздушного движения, в документах Международной организации гражданской авиации признаются контролируемым **В. п.** Неконтролируемом **В. п.** организуются только полётно-информационное обслуживание и аварийное оповещение.

А. И. Котов.

**воздушное сообщение** — в широком смысле любые установленные полёты воздушных судов между пунктами земной поверхности. В узком, нормативном значении — перевозка пассажиров, багажа, грузов и почты по установленным воздушным линиям в соответствии с объявленным расписанием. Международное **В. с.** осуществляется на основании международных договоров или специальных разрешений на выполнение разовых полётов. Наиболее распространённой формой регулирования международного **В. с.** являются межправительственные соглашения о **В. с.** В этих соглашениях содержатся перечни авиалиний, предоставляемых коммерческих прав — «свобод воздуха», национальных авиапредприятий, назначенных для выполнения полётов, и т. д. Тарифы, частота движения, а иногда объёмы перевозок по таким воздушным линиям подлежат утверждению ведомствами гражданской авиации договаривающихся сторон. См. *Соглашения о воздушном сообщении. Коммерческие соглашения*.

**воздушное судно**. Понятие «**В.с.**» определяется внутренним законодательством страны, а в международном праве — *Чикагской конвенцией 1944*. В соответствии с *Воздушным кодексом СССР В. с.* — летательный аппарат, поддерживаемый в атмосфере за счёт его взаимодействия с воздухом, отличным от взаимодействия с воздухом, отражённым от земной поверхности. Аналогичное определение **В. с.** дано в Приложении 7 к Чикагской конвенции. Летательные аппараты, способные перемещаться в воздушном пространстве и за его пределами исключительно с помощью реактивной тяги или по инерции (ракеты, средства космической техники), а также суда на воздушной подушке, как правило, не считаются **В. с.** **К В. с.** не относятся также метеорологические шары и беспилотные неуправляемые аэростаты без полезного груза (маленькие шары типа детских). С точки зрения технической классификации **В. с.** могут быть как легче воздуха (свободные и привязные аэростаты, дирижабли и др.), так и тяжелее воздуха (самолёты, вертолёты, планеры, винтокрылы и др.).

Единой юридической классификации **В. с.** не имеется. Чикагская конвенция предусматривает

деление **В. с.** на гражданские и государственные. Например, **В. с.**, используемые на военной, таможенной и полицейской службе, конвенция относит к государственным **В. с.**, а другие — к гражданским **В. с.** Положения Чикагской конвенции к государственным **В. с.** не применяются.

**В. с.** может быть допущено к эксплуатации, если оно должным образом зарегистрировано. Согласно Чикагской конвенции, **В. с.** имеет национальность того государства, в котором оно зарегистрировано. В подтверждение регистрации **В. с.** выдаётся свидетельство, с этого момента государство регистрации приобретает права и обязанности в отношении надлежащего использования **В. с.** Конвенция предусматривает, что регистрация **В. с.** считается действительной только в одном государстве. Если **В. с.** передаётся другому государству, регистрация **В. с.** может переходить от одного государства к другому. **В. с.** должно отвечать установленным требованиям безопасности аэронавигации, оно должно быть годным к полёту, то есть технически исправно, что подтверждается удостоверением о годности **В. с.** к полёту (см. *Документация на воздушном судне*), а также наличием на **В. с.** государственного регистрационного опознавательного знака.

Советское законодательство допускало возможность продажи или передачи **В. с.** иностранному государству, иностранным юридическим лицам или иностранным гражданам в порядке внешнеторговой сделки. **В. с.** снимается с эксплуатации при исключении его из реестра. Основанием для исключения служит списание **В. с.**, а также продажа или передача его в установленном порядке другому государству, иностранному юридическому, или физическому лицу. В международном праве вопросы перехода права собственности на **В. с.** частично урегулированы Женевской конвенцией 1948 о международном признании права на воздушные суда; СССР не участвовал в этой конвенции.

*Н. Н. Смылова, В. М. Сенчило.*

Табл.—Международная таблица сигналов

Средства связи	Поданные сигналы		
	«терпящее бедствие»	сигнал срочности	сигнал предупреждения об опасности
Радиотелеграф	Сигналом «СОС»	Бамиу «БББ»	Буквами «ТТТ»
Радиотелефон	Открытым текстом; при международных полётах словом *МЭЙДЭЙ»	к ои в «ПАН» С Л О Е	Словом «СИКЬЮРИТИ»

**воздушное судно, терпящее бедствие.** Воздушное судно признаётся терпящим бедствие, если ему самому или людям, находящимся на его борту, угрожает непосредственная опасность, которая не

может быть устранена самим экипажем. По *регламентам международным авиационным*, аварийная стадия подразделяется на стадию неопределённости (характеризуется наличием неуверенности в безопасности воздушного судна и находящихся на его борту лиц); стадию тревоги (означает, что существуют опасения в отношении указанной безопасности); стадию бедствия (характеризуется наличием обоснованной уверенности в том, что воздушному судну и находящимся на его борту лицам грозит серьёзная и непосредственная опасность или им требуется оказать немедленную помощь).

В нашей стране действия командира **В. с., т. б.**, его экипажа и других лиц регулируются *Воздушным кодексом СССР*. Прежде всего **В. с., т. б.**, должно подавать сигналы бедствия. Для всей авиации установлены сигнал «СОС», а также сигналы срочности и предупреждения об опасности. Сигналы бедствия передаются и принимаются на действующих каналах управления воздушным движением, общих каналах связи и пеленгации, а также на частоте международной спасательной службы. При полётах над морем экипаж передаёт эти сигналы и на международной частоте для морской судов. Сигналы срочности передаются только на частотах связи с органами управления воздушным движением (см. табл.).

Экипаж **В. с., т. б.**, одновременно с сигналом «СОС» включает сигнал бедствия, аппаратуру опознавания, а затем сообщает своё местонахождение (координаты) и передаёт сигналы для радиопеленгования, после чего сообщает о характере происшествия и необходимости помощи. В случае невозможности продолжения полёта **В. с., т. б.**, командир должен принять решение о вынужденной посадке, при этом средства автоматической передачи сигналов пеленгирования, если они имеются, должны быть постоянно включены. Командир воздушного судна, принявший сигнал бедствия от другого воздушного судна либо обнаруживший **В. с., т. б.** или потерпевшее бедствие, обязан оказать ему помощь (если он может это сделать без опасности для вверенного ему судна, пассажиров и экипажа), отметить на карте место бедствия и сообщить о бедствии органу управления воздушным движением. Экипаж любого воздушного судна должен, кроме того, продолжать следить за передачей информации о бедствии на установленной частоте. Передачи сообщений с других воздушных судов на этой же частоте, не вызываемые крайней необходимостью, запрещаются до особого указания диспетчера.

Органы управления воздушным движением обязаны принимать все возможные меры к оказанию помощи **В. с., т. б.** или потерпевшему бедствие, в том числе иностранному **В. с.**

*Н. И. Васильев.*

**воздушное судно-нарушитель** — воздушное судно, пересекающее государственную границу без разрешения компетентных органов соответствующего государства или совершающее иные нарушения правил полётов через государственную границу и порядка использования воздушного пространства.

Разрешение компетентных органов на пересечение государственной границы (так называемое техническое разрешение) обычно выдаётся для каждого рейса, независимо от права на полёт, предусмотренного актами национального законодательства, международными договорами или разрешениями на совершение разовых полётов. При нарушении, совершённом в пределах государственной территории, **В. с.-н.** принуждается к посадке, если оно не подчиняется требованиям органов, контролирующих полёты.

**В. с.-н.**, получившее распоряжение о посадке, должно произвести посадку в указанном ему месте. После посадки и выяснения причин нарушения разрешение на дальнейший полёт даётся компетентными органами (ведомством авиации, пограничными войсками, министерством иностранных дел, органами управления воздушным движением).

Нарушение использования воздушного пространства может выражаться в полёте воздушного судна на не установленной высоте (эшелоне), в несанкционированном изменении курса, во входе в

запретную зону и т. п. Органы, контролирующие полёты, должны по каналам связи потребовать от воздушного судна прекратить нарушение. Невыполнение воздушным судном указания о посадке после того, как использованы все установленные меры предупреждения и требования о посадке, порождает юридический факт, дающий основание для принуждения к посадке и пресечения нарушения (см. *Перехват воздушного судна-нарушителя*).

Ю. Н. Малеев.

**воздушно-космический самолет** (ВКС) — летательный аппарат для полёта в атмосфере (на основе аэродинамических принципов) и в космическом пространстве. Концепция ВКС была впервые сформулирована Ф. А. Цандером (1924). ВКС объединяет ряд компонентов и систем самолёта, ракеты-носителя и космического аппарата и рассчитывается на достижение орбитальных высот и скоростей, полёт в космическом пространстве, маневрирование на орбите или с погружением в атмосферу, спуск в атмосфере с маневрированием для горизонтальной («самолетной») посадки в заданном районе. ВКС могут классифицироваться по следующим признакам: особенности аэродинамической схемы (например крылом или несущим корпусом), наличие или отсутствие компонентов одноразовой: использования (внешние топливные баки, ускорители), тип старта (горизонтальный на собственном шасси или с помощью аэродинамической тележки, вертикальный с использованием разгонных блоков ракет-носителей или ускорителей с ракетным двигателем твёрдого топлива, воздушный с самолёта-носителя), тип силовой установки, вид горючего и окислителя, тип теплозащитной системы (активная или пассивная) и др. В состав силовой установки ВКС могут входить жидкостный ракетный двигатель, ракетный двигатель твёрдого топлива и воздушно-реактивный двигатель. ВКС с горизонтальным взлётом и посадкой на обычные взлётно-посадочные полосы могут обеспечивать по сравнению с другими летательными аппаратами повышенную оперативную гибкость и меньшие эксплуатационные расходы. Потенциальный спектр заданий для ВКС очень широк: транспортные операции по доставке экипажей и грузов на орбитальные станции и возвращение космонавтов и грузов на Землю, инспекция и ремонт искусственных спутников Земли, выполнение комплексных космических программ, пассажирские перевозки и т. д. К ВКС можно отнести советский орбитальный корабль «Буран», орбитальную ступень американского космического корабля «Спейс шаттл».

Ю. Я. Шилов.

**воздушно-реактивный двигатель** (ВРД) — реактивный двигатель, в котором атмосферный воздух применяется как основное рабочее тело в термодинамическом цикле, а также при создании реактивной тяги двигателя. При использовании химического авиационного топлива кислород, содержащийся в воздухе, является основным окислителем при горении топлива в ВРД. Если источником энергии в ВРД служит, например, ядерная энергия, то теплота к рабочему телу (воздуху) передается с помощью промежуточных теплоносителей или другим способом (см. *Авиационная ядерная силовая установка*). Термодинамический цикл ВРД в общем случае включает процессы сжатия воздуха, забираемого из атмосферы, подвода теплоты (одно- или многократного) и расширения нагретого газа до атмосферного давления. ВРД по способу сжатия воздуха делятся на компрессорные и бескомпрессорные. У компрессорных ВРД сжатие воздуха осуществляется в *воздухозаборнике*, а далее механическим компрессором, вращаемым газовой турбиной. Такие ВРД принадлежат к классу *газотурбинных двигателей* (ГТД). Принципиально возможен привод компрессора от поршневого двигателя внутреннего сгорания (мотокомпрессорный ВРД). К бескомпрессорным ВРД относятся *прямоточный воздушно-реактивный двигатель* (ПВРД) и *пульсирующий воздушно-реактивный двигатель*. В ПВРД (рис. 1) сжатие воздуха осуществляется только за счёт кинетической энергии набегающего потока воздуха. Разновидностью прямоточного ВРД является гиперзвуковой *прямоточный воздушно-реактивный двигатель* (ГПВРД) со сверхзвуковой скоростью течения воздуха внутри двигателя.

К ГТД прямой реакции относятся одно- и двухконтурный *турбореактивные двигатели* (ТРД и ТРДД). При использовании форсажных камер сгорания (турбореактивный двигатель с форсажной

камерой и турбореактивный двухконтурный двигатель с форсажной камерой) диапазон применения этих двигателей по скорости полёта расширяется. К ВРД по рабочему процессу и конструкции близки авиационного ГТД непрямой реакции: турбовинтовые двигатели (ТВД) и их разновидности — *турбовинтовентиляторные двигатели* и *турбовальные двигатели*. Эти двигатели предназначены только для дозвуковых скоростей полёта.

Особый класс образуют *комбинированные двигатели*, сочетающие элементы ГТД, ракетного двигателя и ПВРД. Области применения ВРД по скорости и высоте полёта показаны на рис. 2.

Идеи создания ВРД различных схем высказывались во второй половине XIX — начале XX вв. В 30-е гг. начали создаваться экспериментальные образцы ТРД, ПВРД, мотокомпрессорных ВРД. Первые боевые самолёты с турбореактивными двигателями появились в Великобритании и Германии в 1944. Начиная с 50-х гг. ВРД становится основным типом двигателей самолётов. На некоторых беспилотных летательных аппаратах нашли применение прямоточный воздушно-реактивный двигатель и *ракетно-прямоточные двигатели*.

*Лит.:* Теория воздушно-реактивных двигателей, под ред. С. М. Шляхтенко, М., 1975.

*В. А. Сосунов.*

Рис. 1. Схема ПВРД прямой реакции: 1 — набегающий поток воздуха; 2 — воздухозаборник; 3 — подвод топлива; 4 — камера сгорания; 5 — реактивное сопло; 6 — вытекающие газы; 7 — стабилизатор пламени; 8 — топливный коллектор с форсунками.

Рис. 2. Области применения различных двигателей по высоте ( $H$ ) и числу Маха ( $M_{\infty}$ ) полёта: 1 — турбовальные газотурбинные двигатели; 2 — турбовинтовые двигатели, турбореактивные двухконтурные двигатели; 3 — турбореактивные двигатели, турбореактивные двигатели с форсажной камерой, турбореактивные двухконтурные двигатели с форсажной камерой; 4 — прямоточные воздушно-реактивные двигатели, комбинированные двигатели; 5 — гиперзвуковые прямоточные воздушно-реактивные двигатели; 6 — жидкостные ракетные двигатели; *a* — ограничение по подъёмной силе летательного аппарата; *b* — ограничение по аэродинамическому нагреванию и прочности летательного аппарата.

**воздушный бой** — вооружённое противоборство в воздухе одиночных самолётов (вертолётов) или групп летательных аппаратов (подразделений, частей), сочетающих огонь бортового оружия и манёвр для уничтожения противника или отражения его атак. **В. б.** — один из основных способов боевых действий истребительной авиации в борьбе за господство в воздухе. В современных условиях выполнение боевых задач всеми родами авиации, как правило, связано с ведением **В. б.** В зависимости от условий проведения **В. б.** различаются: по составу участвующих сил (одиночные и групповые); по высотам, на которых они ведутся (на малых, средних и больших высотах, в стратосфере); по времени суток (дневные и ночные); по условиям погоды (в простых или сложных метеоусловиях); по типам целей. **В. б.** начинается после обнаружения противника и заканчивается его уничтожением или прекращением **В. б.** по команде командира (например, при ограниченном запасе топлива, при повреждении самолёта или ранении члена экипажа). **В. б.** истребителей включает режимы *обнаружения цели*, распознавания цели, сближения, *атаки цели* и выхода из атаки. В процессе обнаружения и распознавания государственной принадлежности воздушной цели лётчик использует *прицельно-навигационную систему* истребителя либо получает необходимую информацию о цели по каналам связи от командного пункта наведения. Самолёты других родов авиации (бомбардировщики, разведчики и др.) ведут **В. б.** вынужденно, применяя оборонительное маневрирование в сочетании с огнём бортового оборонительного оружия и постановкой помех информационным средствам атакующего самолёта.

*Б. С. Левин.*

**воздушный винт** — лопастной движители для преобразования крутящего момента двигателя в *тягу винта*. Устанавливается на самолётах, винтокрылах, аэросанях, аппаратах на воздушной

подушке, экранопланах и т. д.

**В. в.** подразделяются; по способу установки лопастей — на винты неизменяемого, фиксированного и изменяемого шага (могут быть флюгерными или флюгерно-реверсивными); по механизму изменения шага — с механическим, электрическим или гидравлическим приводом; по схеме работы — прямой или обратной схемы; по конструкции — на одиночные, соосные, двухрядные, **В. в.** в кольце (рис. 1).

**В. в.** (рис. 2) состоит из лопастей (см. *Лопасть винта*), втулки и может также включать механизм изменения шага винта. **В. в.** различаются диаметром  $D$  (0,5—6,2 м) и числом лопастей  $k$  (2—12). Втулка служит для крепления лопастей и передачи крутящего момента от вала двигателя. Механизм изменения шага обеспечивает изменение угла установки лопастей в полёте.

У **В. в. неизменяемого шага** лопасти не поворачиваются вокруг своих осей. Лопасти **В. в. фиксированного шага** могут быть установлены под необходимым углом перед полётом, но во время работы они не поворачиваются. У **В. в. изменяемого шага** можно изменять угол установки лопастей с помощью системы ручного управления или автоматически с помощью регулятора частоты вращения. Регулятор поддерживает заданную частоту вращения двигателя, управляя шагом посредством подачи масла через систему каналов в соответствующие полости механизма управления **В. в.** с гидравлическим приводом. У **флюгерного В. в.** лопасти могут устанавливаться по потоку для уменьшения аэродинамического сопротивления при вынужденной остановке двигателя в полёте (см. *Флюгирование винта*). Лопасти **флюгерно-реверсивного В. в.** могут также устанавливаться в такое положение, когда при его вращении создаётся отрицательная тяга, используемая на посадке для сокращения длины пробега и маневрирования на земле (см. *Реверсирование винта*).

Механические и электрические механизмы изменения шага обладают большой инерционностью и поэтому практически не используются. Наиболее распространены **В. в.** с гидравлическим приводом. У **В. в.** с гидравлическим приводом **прямой схемы** лопасти устанавливаются на малый шаг с помощью усилий, создаваемых давлением масла, а на большой шаг — центробежными силами противовесов. Такие **В. в.** применяются при мощностях двигателя до 2000 кВт. При мощностях свыше 2000 кВт значительно возрастает масса противовесов, поэтому используются **В. в. обратной схемы**, у которых лопасти устанавливаются на большой шаг с помощью усилий, создаваемых давлением масла, а на малый шаг — центробежными силами самих лопастей.

**Одиночный винт** имеет один ряд лопастей, соосный **В. в.** состоит из двух одиночных винтов, установленных на соосных валах и вращающихся в противоположные стороны (см. *Соосный винт*). **Двухрядный В. в.** состоит из двух одиночных винтов, расположенных один за другим и вращающихся в одном направлении. **В. в. в кольце** имеет профилированное кольцо, благодаря которому создается дополнительная тяга; эффективен на малых скоростях (до 200 км/ч). Для уменьшения аэродинамического сопротивления и потерь мощности на входе в двигатель на **В. в.** устанавливают обтекатели (эллиптические, конические и др.), закрывающие втулку и прикомлевые части лопастей. На **В. в.** могут размещаться *противообледенительные системы*.

К **В. в.** нового поколения относятся **В. в.** уменьшенного диаметра с большим числом широких тонких саблевидных лопастей (рис. 3), которые необоснованно называются **винтовентиляторами**.

В начальный период развития авиации **В. в.** изготовлялись главным образом из древесины, а в последующие годы нашли применение другие конструкционные материалы (сталь, титан, алюминиевые сплавы, *композиционные материалы* и др.).

Для оценки качества **В. в.** и сопоставления их между собой используются в основном безразмерные тяга винта  $\alpha$  и мощность  $\beta = N / \rho n^3 D^5$  ( $N$  — мощность двигателя,  $\rho$  — плотность воздуха,  $n$  — частота вращения винта) и коэффициент полезного действия воздушного винта  $\eta = \alpha \lambda / \beta$  ( $\lambda = V / nD$  — относительная поступь винта,  $V$  — скорость

полёта). Характеристики **В. в.** определяют в лётных испытаниях, из исследований **В. в.** и их моделей в аэродинамических трубах, а также теоретическим путем. При расчётах различают 2 случая; определение формы, размеров и числа лопастей по заданным значениям  $\{\{\alpha\}\}$ ,  $\{\{\beta\}\}$  и  $\{\{\eta\}\}$  (прямая задача) и определение  $\{\{\alpha\}\}$ ,  $\{\{\beta\}\}$ , и  $\{\{\eta\}\}$  по известной геометрии **В. в.** (обратная задача).

Впервые рассматривать лопасть **В. в.** как крыло предложил русский инженер *С. К. Девецкий* в 1892, он же в 1910 выдвинул гипотезу плоских сечений (каждое сечение лопасти рассматривается как профиль крыла). Путём разложения (рис. 4) подъёмной силы профиля  $dY$  и его сопротивления аэродинамического  $dX$  определяют тягу  $dP$  и силу  $dQ$  сопротивления вращению рассматриваемого элемента лопасти, а полные тягу лопасти и силу сопротивления её вращению (отсюда — потребную для вращения **В. в.** мощность двигателя) получают интегрированием вдоль лопасти. В основном действующие на элемент лопасти силы определяются относительной скоростью  $W$  набегающего потока и её геометрическим углом атаки  $\{\{\alpha\}\}_r = \{\{\phi\}\} - \arctg(V/\{\{\omega\}\}r)$ ,  $\{\{\phi\}\}$  — угол установки элемента лопасти. В идеальном случае скорость набегающего потока  $W = \{\{\omega\}\}Xr + V$ , где  $\{\{\omega\}\}$  — угловая скорость лопасти,  $r$  — радиус-вектор рассматриваемого сечения,  $V$  — вектор скорости полёта. При своём движении лопасть увлекает за собой воздух, придавая ему дополнительную, индуктивную скорость  $w$ . В результате истинная скорость  $W_n$  обтекания элемента и истинный угол атаки ( $\{\{\alpha\}\}_n$  на рис. 4) отличаются от идеальных. Вычисление  $w$  и  $\{\{\alpha\}\}_n$  являются основной задачей теории винта.

В 1910—1911 *Г. Х. Сабинин* и *Б. Н. Юрьев* развили теорию Девецкого, включив в неё, в частности, некоторые положения теории идеального *пропеллера*. Расчёты **В. в.** по полученным ими формулам вполне удовлетворительно согласовывались с экспериментальными результатами. В 1912 *Н. Е. Жуковский* предложил вихревую теорию, дающую точное физическое представление о работе винта, и практически все расчёты **В. в.** стали проводиться на основе этой теории.

Согласно теории Жуковского, винт заменяется системой присоединённых и свободных вихрей (рис. 5). При этом лопасти заменяются *вихрями присоединёнными*, которые переходят в *вихрь свободный* (рис. 6), идущий вдоль оси винта, а с задней кромка лопасти сходят свободные вихри, образующие в общем случае винтовую *вихревую пелену*. При допущении, что  $\{\{\omega\}\} < V$  и свободные вихри имеют форму винтовых линий (малы возмущения), Жуковский получил простые формулы для скорости  $\{\{\omega\}\}$ , вызываемой цилиндрическим слоем винтовых вихрей (то есть для осреднённой по окружности  $\{\{\omega\}\}$ ), дающие непосредственную связь  $\{\{\omega\}\}$  с *циркуляцией скорости* вокруг сечения лопасти. Гипотеза плоских сечений при безотрывном обтекании лопасти была подтверждена экспериментально совпадением распределений давления по сечениям лопасти вращающегося **В. в.** и крыльев с теми же профилями сечений. Оказалось, однако, что вращение влияет на распространение *срыва потока* по поверхности лопасти и в особенности на разрежение в области отрыва. Начинаясь на конце лопасти область отрыва потока подобна вращающейся трубе, разрежение в ней управляется центробежной силой и на внутренней части лопасти намного больше, чем на крыле.

При  $\{\{\lambda\}\} < 1$  истинная индуктивная скорость близка к средней, и полученные в вихревой теории формулы дают хорошие результаты при расчёте и проектировании **В. в.** Однако при  $\{\{\lambda\}\} > 1$  отличие истинной  $\{\{\omega\}\}$  от средней становится заметным, и расчёт **В. в.** с истинной  $\{\{\omega\}\}$  становится аналогичным расчёту крыла конечного размаха (см. *Крыла теория*). При расчёте тяжело нагруженных **В. в.** (с большим отношением мощности к сметаемой винтом поверхности) необходимо учитывать деформацию вихрей.

Вследствие того, что к окружной скорости **В. в.** добавляется поступательная скорость летательного аппарата, влияние сжимаемости воздуха сказывается прежде всего на **В. в.** (приводит к уменьшению коэффициента полезного действия). При дозвуковых окружной скорости конца лопасти, поступательной скорости самолёта и дозвуковой скорости  $W$  влияние сжимаемости воздуха на  $\{\{\omega\}\}$  слабое и сказывается лишь на обтекании лопасти. В случае же дозвуковой

скорости летательной аппарат и сверхзвуковой скорости  $W$  на конце лопасти (когда необходим учёт сжимаемости среды) теория **В. в.**, основанная на схеме присоединённых (несущих) вихрей, становится практически неприменимой, к нужен переход к схеме *несущей поверхности*. Такой переход необходим и при дозвуковой скорости конца лопасти, если её ширина достаточно велика. Полученные в СССР экспериментальным путём аэродинамические характеристики **В. в.** и поправки, обусловленные сжимаемостью воздуха, широко применялись при выборе диаметров и числа лопастей **В. в.** и вместе с выбором формы лопастей (в особенности профилей их сечений) дали возможность улучшить лётные характеристики отечественных самолетов, в том числе участвовавших в Великой Отечественной войне.

В течение первого периода освоения больших дозвуковых скоростей основной задачей проектирования **В. в.** считали создание винтов большого диаметра (до 6 м) с высоким коэффициентом полезного действия (~85%) при максимальной скорости полёта. Характеристики профилей при больших околозвуковых скоростях полота впервые были получены экспериментально на винтах с так называемыми дренированными лопастями, причём один из профилей имел свойства *сверхкритического профиля* (1949). Для второго периода (с 60-х гг.) характерно дополнительное требование — увеличенная тяга **В. в.** при взлёте. С этой целью были разработаны лопасти с профилями увеличенной кривизны. Дальнейшее развитие **В. в.** связывают с разработкой винтов с большим числом широких тонких саблевидных лопастей (рис. 3). С увеличением числа и ширины лопастей большое значение приобретает обтекание их комлевых частей, где существенен эффект *решётки профилей*. Средством уменьшения волнового сопротивления может быть выбор формы кока. Расчёты и эксперименты показывают, что на скоростях полёта, соответствующих *Маха числу* полёта  $M_{\infty} \leq 0,9$ , эти **В. в.** обеспечат значительную экономию топлива по сравнению с турбореактивными двигателями и турбореактивными двухконтурными двигателями (до 20—30%), будут менее шумными, что особенно существенно в связи с постоянным ужесточением *Норм шума*.

В СССР большой вклад в разработку теории, методов расчёта и проектирование **В. в.** внесли С. Ш. Бас-Дубов, Б. П. Бляхман, В. П. Ветчинкин, К. И. Жданов, Г. М. Заславский, В. В. Келдыш, А. Н. Кишалов, Г. И. Кузьмин, А. М. Лепилкин, Г. И. Майкапар, И. В. Остославский, Н. Н. Поляков, Д. В. Халезов.

*Лит.:* Жуковский Н. Е., Вихревая теория гребного винта, Полн. собр. соч., т. 6, М., 1937; Юрьев Б. Н., Воздушные винты, М., 1933; Александров В. Л., Воздушные винты, М., 1961; Франкль Ф. И., Избр. труды по газовой динамике, М., 1973; Теория несущего винта, М., 1973; ЦАГИ — Основные этапы научной деятельности 1918—1968 гг., М., 1976.

Г. И. Майкапар, Ю. Л. Сухоросов.

Рис. 1. Схемы воздушных винтов.

Рис. 2. Воздушный винт: 1 — втулка; 2 — обтекатель; 3 — механизм изменения шага; 4 — лопасть; 5 — нагревательный элемент противообледенительной системы.

Рис. 3. Модель винта нового типа (винтовентилятора) с лопастями из композиционных материалов (ЦАГИ).

Рис. 4. Скорости обтекания и силы, действующие на элемент лопасти вращающегося воздушного винта.

Рис. 5. Вихревая схема воздушного винта: 1 — присоединённые вихри; 2 — свободные вихри; штриховая линия и стрелка у неё — плоскость и направление вращения винта; стрелки у вихрей — направления циркуляции скорости.

Рис. 6. Сход свободных вихрей с концов лопастей воздушного винта (эксперимент).

**воздушный кодекс СССР** — единый законодательный акт, содержащий нормы права,

регулировавшие деятельность авиации и порядок использования *воздушного пространства СССР* для полётов *воздушных судов*. Введён в действие с 1 января 1984.

Воздушный кодекс закрепляет полный и исключительный суверенитет государства над воздушным пространством. Его действие распространяется на всю гражданскую авиацию в пределах страны и на все её гражданские воздушные суда во время их нахождения за её пределами, если законы страны пребывания воздушного судна не требуют иного.

Воздушный кодекс определяет цели использования гражданской авиации: перевозка пассажиров, багажа, грузов и почты; выполнение авиационных работ в отдельных отраслях народного хозяйства; оказание медицинской помощи населению и проведение санитарных мероприятий; проведение экспериментальных и научно-исследовательских работ, учебных, культурно-просветительных и спортивных мероприятий; проведение поисково-спасательных и аварийно-спасательных работ и оказание помощи в случае стихийных бедствий. Воздушный кодекс определяет понятие гражданского воздушного судна и его правовое положение, регулирует вопросы, связанные с экипажем гражданского судна, уделяя особое внимание правам командира воздушного судна, регламентирует порядок создания гражданских аэродромов и аэропортов (их регистрация, допуск к эксплуатации и др.).

Нормы Воздушного кодекса о полётах воздушных судов содержат правила подготовки и допуска воздушного судна к полёту, организации воздушного движения, оборудования воздушных трасс и местных воздушных линий и допуска их к эксплуатации и др., а также регулируют вопросы, связанные с видами деятельности, представляющей угрозу безопасности полётов (о воздушных судах-нарушителях, о поиске и оказании помощи воздушным судам и др.), о расследовании авиационных происшествий, об ответственности за вред, причинённый третьим лицам на поверхности и при столкновении в воздухе.

Воздушный кодекс определяет основные условия воздушной перевозки авиапассажиров, багажа, грузов и почты, ответственность перевозчика за вред, причиненный жизни или здоровью пассажира, а также за утрату, недостачу или повреждение багажа и груза или за просрочку их доставки; порядок и сроки предъявления претензий и исков и др.; предусматривает особые правила международных воздушных перевозок. Специальная глава Воздушного кодекса посвящена договору *чартера воздушного*.

Воздушный кодекс регулирует вопросы административной ответственности за нарушение правил безопасности полётов воздушных судов, поведения на воздушном судне, определяет правила, направленные на обеспечение сохранности грузов и др., виды правонарушений и санкции за них (в основном в виде штрафов), порядок рассмотрения дел об административных правонарушениях.

*В. С. Грязнов.*

**воздушный коридор** — ограниченная по ширине (иногда и по высоте) полоса *воздушного пространства* для полёта летательных аппаратов. **В. к.** устанавливается в районах с особым режимом полётов (для пересечения государственной границы, обеспечения безопасности полётов в зонах аэродромов, аэроузлов с высокой интенсивностью полётов и т. п.). **В. к.** может быть с односторонним или двусторонним движением; различают **В. к.** входные, выходные и обходные. **В. к.** оборудуется радиотехническими и другими средствами навигации, контроля и управления воздушным движением. Ширина **В. к.** зависит от местных условий, высоты полёта и типа летательных аппаратов и обычно составляет 5—20 км (в обе стороны от оси **В. к.**).

**воздушный порыв** — см. в статье *Атмосферное возмущение*.

**воздушный путь** — расстояние, пройденное летательным аппаратом относительно воздуха. **В. п.** может определяться бортовыми вычислителями интегрированием по времени *воздушной скорости*.

**воздушный транспорт** — один из видов транспорта; осуществляет перевозки пассажиров, багажа, грузов и почты с помощью авиационной техники. **В. т.** представляет собой относительно самостоятельную часть транспортной системы мира, включающей также железнодорожный, автомобильный, морской, речной и трубопроводный транспорт. Важное место **В. т.** занимает в перевозке пассажиров на дальние расстояния и в труднодоступные районы. **В. т.** состоит из сети *авиапредприятий транспортных* (с парком воздушных судов), *аэропортов* (с системой аэропортовых сооружений и средствами механизации, навигации, связи и управления воздушным движением), а также учреждений, организаций и предприятий, осуществляющих подготовку и переподготовку кадров, техническое обслуживание и ремонт авиационной техники.

К концу 1990 **В. т.** СССР обслуживал около 4000 городов и населённых пунктов. Воздушные магистрали шли от Москвы и других центров страны (столиц союзных республик, Ленинграда, Новосибирска, Свердловска, Красноярска, Иркутска, Омска, Хабаровска и др.) во всех направлениях, образуя сеть связанных между собой союзных авиалиний. Кроме того, в СССР действовало более 2 тысяч местных авиалиний. См. *Гражданская авиация СССР*. В 1989 в СССР **В. т.** было перевезено 132 миллионов пассажиров, 3,3 миллионов т грузов. В зарубежных странах **В. т.** представлен государственными, смешанными государственно-частными, а также частными транспортными авиапредприятиями (авиакомпаниями). В 1989 транспортные авиапредприятия 162 стран — участниц Международная организация гражданской авиации перевезли 1099 миллионов пассажиров, 18 миллионов т грузов. Объём пассажирских перевозок составил 1778 миллиардов пассажиро-км, грузовых — 57,41 миллиардов т-км, почтовых — 5,07 миллиардов т-км, всех перевозок — 223,48 миллиардов т-км.

**«Воздушный транспорт»**. Издаётся с 1 января 1978, выходила три раза в неделю (с 1990 — раз в неделю). Газета освещает проблемы гражданской авиации, связанные с воздушными перевозками пассажиров и грузов, освоения новой техники, подготовки лётных кадров, строительства аэропортов. Газета помогает в решении социальных и правовых задач, ведёт разделы, посвящённые истории воздухоплавания, опыту зарубежных авиакомпаний.

**возмущений теория** — приближённая теория какого-либо явления, построенная в предположении малости некоторого параметра (набора параметров), характеризующего отклонение рассматриваемого явления от известного исходного состояния. В задачах аэро- и гидродинамики роль малого параметра может играть относительная толщина  $\{\{\tau\}\}$  обтекаемого тела, величина, обратная *Рейнольдса числу*, *Маха число*  $M$  или величина, обратная этому числу, разность  $|M-1|$  и т. п.

Различают две разновидности **В. т.** — теорию регулярных возмущений и теорию сингулярных возмущений. В случае **регулярных возмущений** предположение о малости того или иного параметра справедливо во всей области, где наблюдается исследуемое явление. Наиболее известной в гидродинамике теорией такого типа является линеаризованная теория невязкого обтекания тонкого заострённого тела сверхзвуковым потоком газа. Если предположить, что толщина тела, а вместе с ней и угол атаки уменьшаются до нуля, то обтекаемое тело переходит в пластинку и перестаёт возмущать набегающий поток. На этом основании заключают, что значение скорости среды в любой точке пространства в главном (так называемом нулевом) приближении совпадает со скоростью набегающего потока, а всё влияние обтекаемого тела на поток сводится к малому возмущению этого потока, пропорциональному  $\{\{\tau\}\}$ . С математической точки зрения возмущения потока выражаются разложениями искомых функций течения по малому параметру  $\{\{\tau\}\}$  (правильное описание искомой функции может быть получено с помощью одного — двух членов разложения, если параметр  $\{\{\tau\}\}$  достаточно мал).

Процедура определения главных членов разложений состоит в том, что эти разложения подставляют в *Эйлера уравнения* и в них отбрасывают малые члены (например, пропорциональные  $\{\{\tau\}\}^2$ ),

В случае сингулярных возмущений исходные предположения **В. т.** нарушаются в некоторых

областях, где наблюдается исследуемое явление. Примером теории таких возмущений является теория пограничного слоя. Здесь для описания всего поля течения одновременно требуется построить две системы разложений: одну для внешнего поля течения, другую для тонкого пограничного слоя.

**В. т.** является важным инструментом исследования аэродинамических проблем, связанных с движением летательного аппарата при всех скоростях полёта. С её помощью были разработаны основные методы анализа прикладных задач.

*Лит.:* Ван Дайк М., Методы возмущений в механике жидкости, пер. с англ., М., 1967; Коул Дж., Методы возмущений в прикладной математике, пер. с англ., М., 1972.

*А. И. Рубан.*

**возмущённое движение** летательного аппарата. Пусть система уравнений движения летательного аппарата имеет вид:

{{формула}}

{{формула}}

где  $x_1, \dots, x_n$  — переменные (параметры движения), определяющие движение летательного аппарата, например, скорость полёта, угловые скорости, угол атаки, угол скольжения, угол наклона траектории, высота и т. д.,  $t$  — время. Предполагается, что известно «невозмущённое» движение — частный случай решения выписанных уравнений при определенных начальных условиях:  $x_1^{(0)}(t), \dots, x_n^{(0)}(t)$  (обычно невозмущённому движению отвечают постоянные значения параметров движения).

Пусть начальные условия, заданные в момент времени  $t_0$  для системы дифференциальных уравнений, отличаются от значений  $x_1^{(0)}, \dots, x_n^{(0)}(t_0)$ , и пусть в правых частях уравнений появляются дополнительные слагаемые  $g_1(t), \dots, g_n(t)$ , обусловленные влиянием возмущений (например, ветровых). Тогда во многих случаях решение системы уравнений можно искать в виде:  $x_i = x_i^{(0)} + \{\{\Delta\}\}x_i$  ( $i = 1, \dots, n$ ), где приращения  $\{\{\Delta\}\}x_i(t)$  определяют возмущённое движение (в частности, характер изменения этих приращений во времени при  $g_i(t), \{\{\Delta\}\}x_i(t = 0) = 0$  определяет устойчивость движения).

Уравнения **В. д.** имеют вид:

{{Формула}}

{{Формула}}

Если приращения параметров траектории достаточно малы, то правые части этой системы уравнений можно упростить, разлагая разности  $f_i(x_1^{(0)} + \{\{\Delta\}\}x_1, \dots, x_n^{(0)} + \{\{\Delta\}\}x_n) - f_i(x_1^{(0)}, \dots, x_n^{(0)})$  в ряд Тейлора, и, отбрасывая малые высшего порядка, выписать линеаризованную систему уравнений **В. д.**:

{{Формула}}

{{формула}}

где {{формула}}

Если невозмущённому движению отвечают постоянные значения  $x_1, \dots, x_n$ , то система дифференциальных уравнений **В. д.** является линейной системой с постоянными коэффициентами. Линеаризованная система уравнений **В. д.** часто применяется для анализа устойчивости и управляемости летательным аппаратом.

При автоматическом управлении в уравнения **В. д.** вводятся новые переменные  $x_{n+1}, x_{n+2}$  и т. д.

И добавляется соответствующее число алгебраических и дифференциальных уравнений.

*В. А. Ярошевский.*

**Волк** Игорь Петрович (р. 1937) — советский лётчик-испытатель, заслуженный лётчик-испытатель СССР (1983), лётчик-космонавт СССР (1984), Герой Советского Союза (1984). Окончил Кировоградское военное авиационное училище лётчиков (1956), Школу лётчиков-испытателей (1965), Московский авиационный институт (1969). С 1965 на испытательной работе в Лётно-исследовательском институте. Проводил государственные испытания самолётов марок Ил, Як, МиГ, Ту, Су. Исследовал электродистанционные системы управления летательными аппаратами. Не прекращая лётной работы, прошёл курс подготовки к космическим полётам и 17—29 июля 1984 совместно с В. А. Джанибековым и С. Е. Савицкой совершил полёт на космическом корабле «Союз Т-12» и орбитальной станции «Салют-7». Выполнил первый полёт на самолёте-аналоге орбитального корабля «Буран» и проводил испытания этого летательного аппарата. Награждён орденами Ленина, Трудового Красного Знамени, медалями.

**И. П. Волк.**

**Волков** Александр Александрович (1905—1965) — советский конструктор авиационного автоматического оружия. После окончания фабрично-заводского училища (1927) работал в КБ (с перерывом). В начале 40-х гг. совместно с С. А. Ярцевым разработал авиационную пушку *ВЯ*. Государственная премия СССР (1942). Награждён орденами Ленина, Кутузова 2-й степени, Отечественной войны 2-й степени, медалями.

**А. А. Волков.**

**Волков** Александр Никитович (р. 1929) — советский государственный деятель, маршал авиации (1989), заслуженный военный лётчик СССР (1974). Окончил спецшколу военно-воздушных сил (1948), Военно-авиационное училище лётчиков (1951), Военно-воздушную академию (1961), ныне имени Ю. А. Гагарина), Военную академию Генштаба Вооружённых Сил СССР (1973). В Советской Армии с 1948. В 1951—1978 прошёл путь от лётчика до командира авиакорпуса. В 1979—1986 — командующий Военно-транспортной авиацией военно-воздушных сил — член Военного совета ВВС, с 1986 —заместитель главнокомандующего ВВС. В 1987—1990 министр гражданской авиации СССР, председатель Комиссии СССР по делам Международной организации гражданской авиации. Награждён орденами Ленина, Красного Знамени, Красной Звезды, «За службу Родине в Вооружённых Силах СССР» 3-й степени, медалями.

**А. Н. Волков.**

**волна разрежения** — распространение бесконечно малого или конечного возмущения давления  $\{\{\Delta\}\}p < 0$  в покоящейся или движущейся среде. В идеальном газе бесконечно малое возмущение распространяется со скоростью звука. Если имеется непрерывная последовательность бесконечно малых возмущений, то каждое последующее возмущение распространяется в среде с меньшей скоростью из-за понижения температуры и постепенно отстаёт от предыдущего. Поэтому первоначально крутой фронт **В. р.** с течением времени становится более пологим; это указывает на невозможность существования скачка разрежения.

**волна сжатия** — распространение бесконечно малого или конечного возмущения Давления  $\{\{\Delta\}\}p < 0$  в покоящейся или движущейся среде. В идеальном газе малое возмущение распространяется со скоростью звука. Для непрерывной последовательности бесконечно малых возмущении каждое последующее возмущение распространяется в среде с большей скоростью из-за повышения температуры, постепенно догоняет предыдущее и сливается с ним. В результате этого процесса слияния образуется ударная волна.

**волновое сопротивление** в аэродинамике — часть *сопротивления аэродинамического*, возникающая при достаточно большой скорости полёта, когда *Маха число* полета  $M\{\{\infty\}\}$

превышает критическое  $M^*$ . Его появление обусловлено тем, что при переходе от докритического обтекания ( $M^* < M_{\infty}$ ) к сверхкритическому ( $M^* < M_{\infty} < 1$ ) вблизи поверхности летательного аппарата (как правило, на крыле) формируются местные сверхзвуковые зоны (области со сверхзвуковыми скоростями газа), замыкающиеся скачками уплотнения, а при сверхзвуковом обтекании ( $M_{\infty} > 1$ ) образуется головной скачок уплотнения и, возможно, ряд внутренних скачков. Переход части кинетической энергии в тепловую энергию газа в таких скачках (*ударных волнах*) приводит к дополнительной силе, действующей противоположно направлению движения летательного аппарата. Это и есть сила **В. с.** Непосредственная связь **В. с.** со сверхкритическим (или сверхзвуковым) обтеканием и скачками уплотнения выражается также в том, что оно определяется суммарным приращением энтропии газа при переходе через скачок или систему скачков уплотнения.

Резкий рост сопротивления на сверхкритическом режиме и необходимое для перехода через скорость звука увеличение тяги двигателей летательного аппарата связаны с тем, что **В. с.** возрастает пропорционально  $(M_{\infty} - M^*)^3$ . С целью уменьшения сопротивления и увеличения *аэродинамического качества* используются профили с возможно большим значением критического числа Маха (*сверхкритические профили*). Широкое распространение получили стреловидные и треугольные крылья, для которых вследствие *скольжения принципа* значение  $M^*$  может быть существенно выше, чем для прямого крыла, а скачки уплотнения при сверхзвуковом обтекании значительно слабее.

*Лит.:* Христианович С. А., Механика сплошной среды, М., 1981; Лойцянский Л. Г., Механика жидкости и газа, 6 изд., М., 1987; Oswatich K., Gas dynamics, N. V., 1956.

В. Н. Голубкин.

**волновое уравнение** — линейное в частных производных второго порядка уравнение с постоянными коэффициентами, описывающее распространение в среде возмущений с постоянной скоростью. При выводе **В. у.** из уравнений газовой динамики пренебрегают вязкостью и объёмными силами, значения и градиенты средних и пульсационных скоростей считаются малыми, а средние значения давления и плотности принимаются не зависящими от времени  $t$ . Тогда условия малости возмущений и отсутствия теплообмена позволяют считать движение безвихревым и ввести потенциал скорости  $\{\{\varphi\}\}$ , и **В. у.** принимает вид:  $\partial^2\{\{\varphi\}\}/\partial t^2 - a^2\{\{\Delta\varphi\}\} = 0$ , где  $\{\{\Delta\}\}$  — оператор Лапласа (в декартовой системе координат  $\{\{\Delta\}\} = \partial^2/\partial x^2 + \partial^2/\partial y^2 + \partial^2/\partial z^2$ ),  $a$  — скорость распространения возмущения (скорость звука). Давление  $p$  и скорость  $v$  распространения возмущений определяются через  $\{\{\varphi\}\}$ :  $p = \{\{\rho\}\}_0 \partial\{\{\varphi\}\}/\partial t$ ,  $v = -\text{grad}\{\{\varphi\}\}$ , где  $\{\{\rho\}\}_0$  — плотность невозмущённой среды. В сферической системе координат **В. у.** имеет вид:

$\{\{\text{формула}\}\}$

В цилиндрической —

$\{\{\text{формула}\}\}$

В случае если распространение волны происходит в однородном воздушном потоке, движущемся со скоростью  $u_0$ , **В. у.** принимает вид конвективного **В. у.**

$\{\{\text{формула}\}\}$

где

$\{\{\text{формула}\}\}$

С учётом источников, создающих звук, **В. у.** переходит в неоднородное **В. у.**

$\{\{\text{формула}\}\}$

где  $F$  — функция источника, характеризующая его производительность. Правая часть этого

уравнения описывает источники, под действием которых происходит распространение звука.

В силу линейности **В. у.** решение его находится в виде суперпозиции простых гармонических волн, например, в виде плоской волны  $\{\{\varphi\}\} = A_0 \exp[i(\{\{\omega\}\}t \pm \{\{\pm\}\}kx)]$  или в виде расходящейся сферической волны  $\{\{\varphi\}\} = \{\{\psi\}\}(t-r/a)/r$ , где  $\{\{\psi\}\}$  — произвольная функция.

Для неоднородного **В. у.** решение существенно сложнее:

$\{\{\text{формула}\}\}$

где  $V$  — объём, занимаемый источником. В этом случае необходимо иметь детальную информацию об источнике звука, что является весьма сложной задачей для непростых источников (таких, как турбулентные струи, вентилятор, винт). Например, для решения задачи о шуме струи необходимо знать её турбулентные характеристики: пульсации скорости, пространственно-временные масштабы турбулентности и т. п.

*А. Г. Мушин.*

**волновой кризис** — возникновение скачков уплотнения (*ударных волн*) при трансзвуковом обтекании тела, когда *Маха число* набегающего потока  $M_{\{\{\infty\}\}}$  превышает критическое число Маха. Начало **В. к.** связано с образованием местной зоны сверхзвукового течения, замыкающейся скачками уплотнения. Например, при обтекании крыла с ростом значения  $M_{\{\{\infty\}\}}$  скачки уплотнения, которые первоначально возникают на верхней поверхности профиля, вместе с границей сверхзвуковой зоны перемещаются к задней кромке. Затем сверхзвуковая зона появляется и на нижней поверхности профиля. Развитие её протекает здесь интенсивнее, чем на верхней поверхности, и, начиная с некоторого числа  $M_{\{\{\infty\}\}} < 1$ , замыкающий скачок уплотнения на нижней поверхности обгоняет скачок на верхней поверхности. С приближением числа  $M_{\{\{\infty\}\}}$  к единице сверхзвуковые зоны захватывают большую часть поверхности профиля.

**В. к.** сопровождается значительным увеличением лобового сопротивления за счёт появления *волнового сопротивления*, обусловленного потерями энергии в скачках уплотнения. Отмеченное различие в динамике роста сверхзвуковых зон приводит к резкому изменению продольного момента (смещению *фокуса аэродинамического*). В условиях **В. к.** увеличение сопротивления связано также со *срывом потока* из-под скачков уплотнения. Вследствие разных причин срыв может возникать одновременно на левой и правой консолях крыла самолёта, что приводит к появлению момента крена.

С целью затягивания начала **В. к.** применяются *сверхкритические профили* с повышенным значением критического числа Маха. Широко используются для преодоления **В. к.** стреловидные крылья, на которых реализуется *скольжения принцип*.

*В. Н. Голубкин.*

**волнолёт** — трёхмерное тело, наветренная сторона которого образована «отвердевшей» *поверхностью тока* течения за двумерной (плоской —  $W$  на рис. 1. *a*; цилиндрической или осесимметричной) *ударной волной*, проходящей через некоторую линию *ABC*, расположенную на этой ударной волне. Линия *ABC* образует острую переднюю кромку **В.** Возмущённое течение у подветренной стороны **В.** заключено между нею и ударной волной, при больших сверхзвуковых скоростях полёта главным образом этому течению обьязано возникновение подъёмной силы, чем и объясняется, название «волнолёт». Подветренная сторона **В.** может быть образована поверхностью тока какого-либо другого двумерного течения, проходящей через ту же линию *ABC*, благодаря чему образуется объём **В. К** числу наиболее простых относятся несущие тела (имеющие подъёмную силу), наветренные стороны которых образованы поверхностями тона за плоским скачком уплотнения (плоскостями) и за осесимметричным коническим скачком уплотнения (плоскостями и сегментами конуса, рис. 1, *б*); подветренные стороны этих тел образованы плоскостями тока не возмущённого потока, дно плоское. С помощью плоских скачков уплотнения и пересекающихся

скачков могут быть построены также несущие тела с звездообразным поперечным сечением (рис. 2). Интересно тем, что их *волновое сопротивление* меньше, чем сопротивление конусов тех же длины и объёма. Изменяя форму линии *ABC*, можно получать **В.** различной формы в плане (рис. 3), а складывая простые **В.**, — различные формы поперечного сечения. Для изменения формы продольного контура можно воспользоваться прямой и косыми волнами разрежения Прандтля — Майера (см. *Прандтля — Майера течение*). Несмотря на то, что есть проекты летательных аппаратов, по форме близкие к **В.**, последние скорее следует рассматривать как схемы, дающие возможность элементарного расчёта аэродинамических характеристик и решения задач выбора оптимальных форм и параметров летательных аппаратов.

*Лит.:* Кюхеман Д.. Аэродинамическое проектирование самолетов, пер. с англ, М., 1983; Башкин В. А., Треугольные крылья в гиперзвуковом потоке М. 1984.

Г. И. Майкапар.

Рис. 1. Простейшие волнолёты, образованные плоскими (а) и коническими (б) поверхностями; сплошные и штриховые чёрные линии выделяют объём волнолёта, голубые — ударные волны (скачки уплотнения);  $V_{\infty}$  — набегающий поток.

Рис. 2. Поперечные сечения звездообразных волнолётов (обозначения те же, что на рис. 1).

Рис. 3. Волнолёт сложной формы.

**волокнистые материалы** в авиастроении. В авиационной технике широко применяются различные материалы на основе химических (искусственных, синтетических, углеродных, керамических, стеклянных, кварцевых, базальтовых, металлических) и натуральных (хлопка, льна, шерсти, шёлка, асбеста) волокон. **В. м.** изготавливаются в виде штапельных волокон, комплексных нитей, холстов, лент, шнуров, трикотажа, тканей, войлоков, нетканых материалов. Применяются как в чистом (исходном) состоянии, так и в композиции с пропиточными составами и другими связующими (например, волокниты, текстолиты). **В. м.**, применяемые в авиационной промышленности, включают материалы для тепло- и звукоизоляции (см. *Теплоизоляционные материалы, Звукопоглощающие материалы*), декоративно-отделочные материалы для пассажирских салонов, фильтрующие материалы, ткани для парашютов и др. Предельные рабочие температуры для **В. м.** из хлопка, льна, шерсти, шёлка не должны превышать 80—100 $^{\circ}$ С; для **В. м.** из химических волокон: капрона 120 $^{\circ}$ С, лавсана 150 $^{\circ}$ С, фенилона 250 $^{\circ}$ С, терлона и аримида 350 $^{\circ}$ С. Для теплоизоляционных **В. м.** допускаются более высокие предельные рабочие температуры, чем для конструкционных материалов из тех же видов волокон: для **В. м.** на основе стекла 450 $^{\circ}$ С, асбеста 600 $^{\circ}$ С, кварца 1000 $^{\circ}$ С.

**вооружение авиационное** — совокупность размещаемых на летательном аппарате средств поражения противника, устройств для их транспортировки и использования, а также систем, обеспечивающих боевое применение средств поражения (рис. 1). Иногда к **В. а.** относят также боевые средства, не обеспечивающие непосредственного поражения противника, но служащие в конечном счёте повышению эффективности и средств поражения (устройства помехового или маскирующего действия, средства защиты различных типов). К **В. а.** относят также системы и средства его контроля.

Первым видом **В. а.** был пулемёт, установленный в опытном порядке на самолёте в 1911 (почти одновременно в России и во Франции). Авиационные бомбы были впервые применены итальянской авиацией во время итало-турецкой войны 1911—1912, участвовавшие в 1-й балканской войне 1912—1913 русские лётчики бомбардировали в 1912 турецкую крепость Адрианополь (Эдирне), сбрасывая вручную 10-килограммовые бомбы. Для атаки наземных войск — пехоты и кавалерии — с самолёта сбрасывали стрелки-дротики размером чуть больше карандаша. Стрелка массой 30 г пробивала деревянный брусочек толщиной свыше 15 см. В 1913 в России на самолёте был установлен прибор штабс-капитана В. И. Толмачёва для прицеливания

при бомбометании. В том же году немецкий инженер Ф. Шнейдер запатентовал конструкцию синхронного пулемётного привода (синхронизатора), позволяющего стрелять из пулемёта через плоскость, сметаемую воздушным винтом. Значительное развитие **В. а.** связано с созданием И. И. Сикорским в 1913 первого тяжёлого бомбардировщика «*Илья Муромец*». Пулемётно-пушечное оборонительное вооружение самолёта имело круговую зону обстрела и насчитывало до 8 пулемётов, в том числе подвижных. Самолёт был оборудован держателем для внутрифюзеляжной подвески вооружения, механической системой сбрасывания авиабомб из кабины самолёта и бомбардировочным прицелом. Для вооружения самолёта В. В. Орановским были разработаны первая в мире система (ряд) фугасных и осколочных бомб и авиационный взрыватель. Система фугасных авиабомб состояла из 8 бомб, а осколочных — из 4 бомб. Осколочные бомбы имели готовые элементы и упредительный шток для подрыва над поверхностью земли. Зажигательные бомбы представляли собой ёмкости, заполненные паклей и опилками, пропитанными мазутом и бензином. В 1916 французский лётчик Г. Гинемер использовал в воздушных боях 37-мм пушку, стрелявшую через пустотелую втулку винта. В России 37-мм пушка устанавливалась на гидросамолёте М-9 (см. *Григоровича самолёты*), на бомбардировщике пробовали применять 76-мм пушку. Первый советский серийный истребитель И-2 в 1926 был вооружён двумя синхронными пулемётами *ИВ-1*. В 1928 советская военная авиация получила турельный пулемёт *ДА*. В 1932 на вооружение был принят 7,62-мм авиационный пулемёт *ШКАС* со скорострельностью 1800 выстрелов в 1 мин, не имевший равных в мире. К 1933 создаётся новая система авиационных бомб М32. В 1936—1938 успешно прошёл испытания авиационный пулемёт Ультра-ШКАС с темпом стрельбы 3000 выстрелов в 1 мин. В 1936 на вооружение принята 20-мм авиационная пушка *ШВАК*. В конце 1938 начались испытания 12,7-мм пулемёта БС конструкции *М. Е. Березина*. В 1937—1939 на вооружение истребителей поступили неуправляемые *реактивные снаряды* РС-82, РС-132. В ходе Второй мировой войны советская авиация имела также 23-мм пушки *ВЯ*, 12,7-мм пулемёты *УБ* и 20-мм пушки Б-20, пушки *НС-23* и *НС-37*. Появились радиолокационные прицелы и системы наведения, позволяющие осуществлять бомбометание по невидимым целям (ночью, из-за облаков). Бомбардировочные установки производили автоматические сбросы бомб как одиночно, так и залпом или серией с заданным числом бомб и установленными интервалами. Калибр бомб колебался в широких пределах — от 0,5 кг до 12 т. На вооружение советских ВВС еще во время войны поступили противотанковые бомбы кумулятивного действия.

Авиационные средства поражения представляют собой управляемое, корректируемое и неуправляемое оружие. Управляемое оружие — это авиационные *ракеты* классов «воздух — воздух» (для поражения воздушных целей при пуске с летательного аппарата), «воздух — поверхность» (для поражения наземных и надводных целей), «воздух — космос» (частный случай ракет класса «воздух — воздух» для поражения объектов в космосе), а также противоракеты (для поражения ракет противника главным образом в целях обороны и перехвата). Корректируемое оружие — промежуточное между управляемым и неуправляемым оружием, охватывающее главным образом средства поражения, основанные на образцах неуправляемого оружия, оснащённых системами разовой и многократной коррекции для уменьшения вероятности промаха. Корректируемыми бывают бомбы, артиллерийский снаряды, ракеты. К неуправляемому оружию относятся: бомбардировочное оружие, включающее разнообразные *авиационные бомбы*, кассеты с мелкими поражающими субснарядами, зажигательные баки, мины и торпеды (см. *Противолодочное оружие*); ракетное оружие не имеющее средств наведения на цель; пулемётно-пушечное оружие, включающее пушки, пулемёты, гранатомёты и боеприпасы к ним (см. *Пулемётно-пушечное вооружение*), в также выливные системы, разбрасыватели (дипольные отражатели, ложные тепловые цели), огнемёты и пр. С 80-х гг, в США ведутся работы над новым видом средств поражения — лазерно-лучевым оружием.

Под устройствами, служащими для транспортировки и реализации средств поражения, принято понимать подвижные и неподвижные установки пулемётно-пушечного вооружения, авиационные *пусковые установки*, катапультные установки, блоки неуправляемых ракет, *держатели*

бомбардировочного вооружения, бомбозамки, контейнеры, пилоны, а также обслуживающие их электрические, гидравлические, пневматические, и пиротехнические системы. Сюда относят также вытяжные системы, парашютные системы стабилизации и торможения и т. д. Современный комплекс **В. а.** — это совокупность взаимосвязанных устройств, которые функционируют как при применении пулемётно-пушечного, так и бомбардировочного или ракетного вооружения (рис. 2). Например, на балочные держатели, входящие в установку бомбардировочного вооружения, могут подвешиваться контейнеры с пушками или ракетные пусковые устройства.

Системы, обеспечивающие боевое применение средств поражения, разнообразны по виду и по характеру действия. Системы для обнаружения и опознавания целей составляют самостоятельный класс обзорно-прицельных систем. Основным видом обеспечивающих систем, входящих в **В. а.**, являются системы управления оружием (вооружением); схема одной из них показана на рис. 3. С 80-х гг. основу этих систем, помимо силовых линий и агрегатов энергопитания, составляют цифровые вычислители разных уровней, объединённые цифровой мультиплексной линией связи и передачи информации, дополняемые иногда аналоговыми линиями передачи информации (например, телевизионного изображения цели с головки самонаведения ракеты), устройства отображения информации экипажу и др. Вычислители нижнего уровня в системе управления оружием получают информацию о типе подвешиваемого оружия, готовности его к работе, осуществляют периодический контроль исправности, по командам центрального вычислителя или вычислителя более высокого уровня рассчитывают и вводят в оружие программу работы (время включения и выключения двигателя ракеты, моменты изменения конфигурации и раскрытия крыльев, выпуска тормозного парашюта), а также рассчитывают параметры (например, момент срабатывания) взрывателя. При необходимости они же обеспечивают перевод цифровых команд управления в аналоговые сигналы. Вычислители более высокого уровня решают баллистическую задачу, определяют зону пуска или точку сброса, выбирают вид оружия и порядок его применения, обеспечивают экипажу наглядную индикацию обстановки и оптимизацию в этой обстановке решения. В ряде случаев эти вычислители решают и более сложные задачи, выходящие за рамки управления только вооружением, например оптимальное маневрирование летательного аппарата в зоне цели, одновременное управление летательным аппаратом и двигателем для обеспечения максимальной эффективности применения оружия и т. д.

Непрерывное развитие средств противовоздушной обороны, рост требований к эффективности **В. а.** приводят к постоянному усложнению **В. а.**, его постепенному слиянию с подсистемами летательного аппарат-носителя и в конечном счёте к превращению боевого летательного аппарата в единый боевой авиационный комплекс. Усложнение систем **В. а.** вызывает необходимость надёжного контроля работоспособности **В. а.** при наземной эксплуатации и применении. В результате совершенствования **В. а.** большинство систем неуправляемого и некоторые виды управляемого **В. а.** ввиду их высокой надёжности не подвергаются контролю (так называемые беспроверочные системы). Роль контроля **В. а.** постоянно возрастает.

До 60-х гг. для проверки авиационного вооружения использовались в основном неавтоматизированные средства, выполненные в виде контрольно-проверочной аппаратуры с приборами индикации сигналов. С 70-х гг. получили широкое развитие автоматизированные системы контроля на базе цифровых электронно-вычислительных машин (рис. 4). Они осуществляют параметрический контроль по задаваемым программам, производят поиск неисправного блока или узла, прогнозируют техническое состояние, а также фиксируют результаты контроля с помощью печатающих устройств или дисплеев.

*Лит.:* Боевая авиационная техника. Авиационное вооружение, под ред. Д. И. Гладкова, М., 1987.

*В. С. Егер, И. А. Родионов.*

Рис. 1. Классификация авиационного вооружения.

Рис. 2. Возможная схема размещения вооружения в корпусе или на внешней подвеске

современного истребителя-бомбардировщика: 1 — пушки; 2 — бомбы; 3 — неуправляемые ракеты; 4 — ракеты «воздух — поверхность»; 5 — ракеты «воздух — воздух»; 6 — баки (зажигательные, топливные), контейнеры с разведывательной аппаратурой; 7 — разбрасыватели.

Рис. 3. Схема системы управления вооружением.

Рис. 4. Типовая схема автоматизированной системы контроля управляемых авиационных ракет.

**Воробьёв** Иван Алексеевич (р. 1921) — советский лётчик, полковник, дважды Герой Советского Союза (1944, 1945). В Советской Армии с 1940. Окончил Тамбовскую военную авиационную школу пилотов (1941), Военно-воздушную академию (1952; ныне имени Ю. А. Гагарина), Участник Великой Отечественной войны. В ходе войны был лётчиком-штурмовиком, командиром звена, командиром эскадрильи штурмового авиаполка. Совершил около 400 боевых вылетов. После войны в Военно-воздушных силах, с 1958 на преподавательской работе. Награждён орденом Ленина, 2 орденами Красного Знамени, орденами Богдана Хмельницкого 3-й степени, Александра Невского, 2 орденами Отечественной войны 1-й степени, орденом Отечественной войны 2-й степени, 2 орденами Красной Звезды, медалями. Бронзовый бюст в деревне Горбачёво Тульской области.

Лит.: Ребров М., Штурмовик-гвардеец, в кн.: Люди бессмертного подвига, 4 изд., кн. 1, М., 1975.

**И. А. Воробьёв.**

**Ворогушин** Николай Иванович (1889—1938) — советский учёный в области теплотехники, ученик Н. Е. Жуковского. Член студенческого воздухоплавательного кружка (1910—1914) Императорского технического училища (ныне Московский государственный технический университет), которое окончил в 1921. Руководитель научных подразделений Центрального аэрогидродинамического института (1918—1930, 1935—1938). В 1923—1929 заместитель председателя (С. А. Чаплыгина) строительной комиссии Центрального аэрогидродинамического института, одновременно работал в винтомоторном отделе института. В 1935—1937 возглавил бюро технического проектирования нового Центрального аэрогидродинамического института. В 1931—35 работал в Центральном институте авиационного моторостроения. Преподавал в Военно-воздушной академии Рабоче-крестьянской Красной Армии имени профессора Н. Е. Жуковского (1923—1938; ныне Военно-воздушная инженерная академия имени профессора Н. Е. Жуковского), Московском механико-электротехническом институте имени М. В. Ломоносова (1921—1930), Московском авиационном институте (1930—1937). Основные работы в области теории авиадвигателей, методики эксперимента и испытаний двигателей новых типов, проектирования моторных лабораторий.

**Н. И. Ворогушин.**

**Ворожейкин** Арсений Васильевич (1912—1987) — советский лётчик, генерал-майор авиации (1954), дважды Герой Советского Союза (1944). В Советской Армии с 1931. Окончил военную авиационную школу лётчиков (1937), Военную академию командно-штурманского состава военно-воздушных сил Красной Армии (1942; ныне Военно-воздушная академия имени Ю. А. Гагарина), Высшую военную академию (1952; позже Военная академия Генштаба Вооруженных Сил СССР). Участник боёв в районе р. Халхин-Гол, советско-финляндской и Великой Отечественной войн. Был командиром эскадрильи, заместитель командира истребительного авиаполка, старшим инструктором-лётчиком. Совершил свыше 240 боевых вылетов, сбил 52 самолёта противника. Награждён орденом Ленина, 4 орденами Красного Знамени, орденами Суворова 3-й степени, Александра Невского, Отечественной войны 1-й степени, 2 орденами Красной Звезды, медалями и иностранными орденами. Бронзовый бюст в г. Городец Нижегородской области.

**А. В. Ворожейкин.**

**Ворожейкин** Григорий Алексеевич (1895—1974) — советский военачальник, маршал авиации (1944). В Советской Армии с 1918. Окончил школу прапорщиков (1915), Военно-воздушную

академию Рабоче-крестьянской Красной Армии имени профессора Н. Е. Жуковского (1933; ныне Военно-воздушная инженерная академия имени профессора Н. Е. Жуковского). Участник Первой мировой и Гражданской войн. В ходе Великой Отечественной войны был командующим авиацией армии, командующим военно-воздушных сил фронта, начальник штаба ВВС Красной Армии, командующий ударной авиационной группой (1942), 1-м заместителем главнокомандующего Военно-воздушных сил (1942—1946). В 1946—47 командующий авиационным объединением. В 1953—1959 начальник факультета ВВА. Награждён 2 орденами Ленина, 4 орденами Красного Знамени, 3 орденами Суворова (два — 1-й степени, один — 2-й степени), орденом Красной Звезды, медалями.

### Г. А. Ворожейкин.

**воронежский механический завод** — берёт начало от завода «Триер», образованного в Воронеже в 1928 и преобразованного в 1931 в дизельный завод. С 1940 — филиал Воронежского авиамоторного завода №16, передавшего сюда производство поршневых двигателей М-11; с марта 1941 — самостоятельное предприятие (завод №154; современное название с 1961). В годы Великой Отечественной войны завод, перебазированный в октябре 1941 — январе 1942 в г. Андижан Узбекской ССР, выпускал поршневые двигатели М-11Д. В 1946 реэвакуирован в Воронеж на территорию завода №16 (оставшегося после эвакуации в Казани) и стал одним из основных поставщиков поршневых двигателей авиационного назначения. В различных модификациях выпускались поршневые двигатели М-11 (М-11Д, К, Л, ФР). АИ-14 (АИ-14Р, В, ВФ, РФ, ЧР), АШ-62 (АШ-62ИР, М), М-14 (М-14В26, П, Б), а также редуктор РВ-15 для вертолётов Ка-15 и Ка-18. Предприятие награждено орденом Октябрьской Революции (1976) и Трудового Красного Знамени (1945).

**воронежское авиационное производственное объединение** — берёт начало от Воронежского авиационного завода №18, который был заложен в 1930 и вступил в строй в 1932. В КБ завода работали А. С. Москалёв, К. А. Калинин. В 1933—1941 на заводе строились пассажирский самолёт САМ-5, рекордный самолёт АНТ-25, бомбардировщики ТБ-3 (АНТ-6), К-12, К-13, ДБ-3 (Ил-4), Ер-2, штурмовик Ил-2. В ноябре 1941 завод был эвакуирован и продолжил свою деятельность в Куйбышеве (с 1989 это *Куйбышевское авиационное производственное объединение*). Воссозданный в 1943 в Воронеже завод (№64) с 1944 выпускал штурмовик Ил-10. В дальнейшем строил реактивные бомбардировщики Ил-28, Ту-16, транспортный самолёт Ан-12, пассажирские самолёты Ил-12, Ту-144, Ил-86. В конце 80-х гг. начал выпускать пассажирский самолёт Ил-96-300. В 1980 на основе завода образовано производственное объединение. Предприятие (объединение) награждено орденами Ленина (1966), Трудового Красного Знамени (1981).

**Воронин** Григорий Иванович (1906—1987) — советский учёный в области криогенно-вакуумной техники и кондиционирования воздуха, доктор технических наук (1951), заслуженный деятель науки и техники РСФСР (1967), Герой Социалистического Труда (1961). После окончания Московского авиационного института (1936) работал в промышленности; в 1939—1985 главный конструктор. С 1957 преподавал в Московском энергетическом институте (с 1958 профессор). С 1962 заведующий кафедрой Московского высшего технического училища. Под руководством В. созданы системы кондиционирования для поддержания давления, температуры, влажности и чистоты воздуха в кабинах летательных аппаратов. Ленинская премия (1966), Государственная премия СССР (1949, 1952). Награждён 3 орденами Ленина, орденами Октябрьской Революции, Отечественной войны 1-й степени, 3 орденами Трудового Красного Знамени, медалями.

### Г. И. Воронин.

**Воронин** Павел Андреевич (1903—1984) — один из организаторов авиационной промышленности СССР, генерал-майор инженерно-авиационной службы (1944), дважды Герой Социалистического Труда (1941, 1982). Окончил Московский машиностроительный институт (1934). С 1920 работал на Государственном авиационном заводе №1 (бывший «Дукс») в Москве (с 1934 директор). В 1940—1946 заместитель наркома авиационной промышленности. В 1946—1982 директор завода №30

(«Знамя Труда») в Москве, генеральный директор авиационного производственного объединения имени П. В. Дементьева. В годы Великой Отечественной войны внёс большой вклад в организацию эвакуации авиационных заводов и массового производства боевых самолётов. Ленинская премия (1976). Награждён 7 орденами Ленина, орденами Октябрьской Революции, Суворова 2-й степени, Кутузова 1-й степени, Трудового Красного Знамени, медалями.

### П. А. Воронин.

**восьмёрка** — *фигура пилотажа*: полёт летательного аппарата по траектории, сходной с цифрой 8 (см. рис.). Различают горизонтальную и вертикальную **В**. Горизонтальная **В** состоит из двух противоположных по направлению разворота слитно выполненных *виражей*; вертикальная — из *Нестерова петли* и двух полупетель.

### Горизонтальная восьмёрка.

**«Воут»** (Chance Vought Corporation) — авиастроительная фирма США. Основана в 1917 под название «Чане Воут эркрафт», с конца 1960 — **«В.»**. В 1961 вошла в состав концерна «ЛТВ корпорейшен» (см. «Линг-Темко-Воут»). Была основным поставщиком самолётов для Военно-морских сил США. К наиболее известным самолётам фирмы относятся палубные истребители и их модификации: F4U «Корсар» первый полёт в 1940, построено более 11 тысяч, см. рис. в табл. XX), F7U «Катглас» (1948), F-8 «Крусейдер» (1955), А-7 «Корсар»II (1965). Основные данные некоторых самолётов фирмы приведены в таблице.

Табл. — Палубные самолеты фирм «Воут» и «Линг-Темко-Воут»

Основные данные	Истребители		Истребитель-бомбардировщик F-8В	Штурмовик А-7D
	F4U-5N	F7U-3		
Первый полёт, год	1944	1951	1961	1968
Число и тип двигателей	1 ПД	2 ТРДФ	1 ТРДФ	1 ТРДД
Мощность двигателя, кВт	1710	-	-	-
Тяга двигателя, кН	-	27	80	64,5
Длина самолёта, м	10,21	13,5	16,51	14,1
Высота самолёта, м	3,72	4,45	4,8	4,9
Размах крыла, м	12,5	12,1	10,87	11,8
Площадь крыла, м <sup>2</sup>	29,17	46,1	34,84	34,84
Взлётная масса,	-	12,4	12,7	16,98

нормальная				
максимальная	6,4	14,35	15,42	19,05
Масса пустого самолёта, т	-	8,26	-	8,67
Боевая нагрузка, т	0,91	1	2,27	6,8
Радиус действия, км	-	480	965	1810
Максимальная скорость полёта, км/ч	755	1135	1800	1115
Потолок, м	-	13700	17675	7860
Экипаж, чел.	1	1	1	1
Вооружение	4 пушки (20мм), НАР	4 пушки (20 мм), НАР	4 пушки (20 мм), НАР, 6 УР	4 пушки (20 мм), НАР, УР

**«Вояджер»** (английское *voyager*, буквально — путешественник) — самолёт, на котором в 1986 Д. Рутан и Д. Йигер впервые осуществили беспосадочный кругосветный перелёт без дозаправки топливом в полёте. Построен в 1983—1984 фирмой «Вояджер эркрафт» (США) под руководством *Б. Рутана* (брат пилота). Самолёт (рис. в табл. XXXVIII) изготовлен из лёгких композиционных материалов и выполнен по схеме «утка» — с передним горизонтальным оперением, вертикальное оперение располагается сзади на боковых балочных гондолах. Размах крыла 33,77 м, удлинение 33,8 м, площадь 33,72 м<sup>2</sup>. Длина фюзеляжа 7,74, максимальная ширина 1 м. Длина балок-гондол 8,9 м. Двухместная кабина в фюзеляже включает рабочее место пилота и место для отдыха другие члена экипажа. Шасси убирающееся, трёхопорное (с носовой опорой). Силовая установка с тянущим и толкающим воздушными винтами на концах фюзеляжа и двумя поршневыми двигателями фирмы «Теледайн континентал». Мощность переднего поршневого двигателя 96,9 кВт (отключается на 2—3-й день полёта), заднего — 82 кВт. Максимальная крейсерская скорость 240 км/ч. Топливо размещается в крыле, горизонтальном оперении, фюзеляже, балках-гондолах. Бортовое оборудование позволяет использовать информацию от навигационных спутников. Значения масс в рекордном полёте: планёр 426 кг; самолёт без топлива 1217 кг, топливо 3180 кг, взлётная масса 4397 кг.

**Воячек** Владимир Игнатьевич (1876—1971) — советский учёный-медик, академик АМН СССР (1944), генерал-лейтенант медицинской службы (1943), заслуженный деятель науки РСФСР (1933), Герой Социалистического Труда (1961). Окончил Военно-медицинскую академию (1899). В 1917—1956 профессор (с 1930 заведующий кафедрой), в 1919—1925 вице-президент, в 1925—1930 начальник этой академии. Разработал нормативы отбора лётного состава в авиацию. Награждён 5 орденами Ленина, 2 орденами Красного Знамени, 2 орденами Трудового Красного Знамени, орденом Отечественной войны 1-й степени, медалями. Имя **В.** в 1935 присвоено оториноларингологической клинике Военно-медицинской академии. Портрет смотри на 162 странице.

**В. И. Воячек.**

**врачебно-лётная экспертиза** (ВЛЭ) — периодический (в большинстве стран мира ежегодный) медицинский контроль за состоянием здоровья членов лётных экипажей военной и гражданской авиации, инженерно-технического и диспетчерского состава, а также обследование кандидатов при их отборе в авиационные училища. Основные задачи ВЛЭ — ранняя диагностика, лечение и профилактика заболеваний, обеспечение безопасности полётов. ВЛЭ проводится врачебно-лётными комиссиями, в которые входят специалисты авиационно-космической медицины с профильной подготовкой по хирургии, терапии, оториноларингологии, офтальмологии, психоневрологии; в их работе принимают также представители авиационного командования. Врачебно-лётная комиссия по данным всестороннего объективного исследования подэкспертных лиц принимает решения об их годности к лётной или диспетчерской работе на срок до очередного освидетельствования в соответствии с действующим в каждой стране медико-юридическим законодательством. Решения врачебно-лётной комиссии могут быть окончательными (облигательными), например, в ВВС США, и рекомендательными, например, в ВВС Франции, где они подлежат утверждению авиационным командованием. Учреждения авиационно-медицинской службы ряда стран, проводящие ВЛЭ, наделены правом индивидуализированной экспертной оценки специалистов лётного и диспетчерского состава при наличии в их состоянии здоровья отклонений от нормы, потенциально угрожающих безопасности полётов. В гражданской авиации стран — участниц Международной организации гражданской авиации предпринимаются попытки унифицировать методы ВЛЭ, критерии годности и медицинской дисквалификации лётного и диспетчерского состава по состоянию здоровья. В ряде стран ВЛЭ, наряду с предполётным контролем и ежеквартальным углублённым медицинским осмотром, — составное звено системы наблюдения за состоянием здоровья лётного состава.

*И. Д. Малинин.*

**вращательные производные.** При анализе *возмущённого движения* летательного аппарата *аэродинамические коэффициенты* обычно раскладываются в ряд Тейлора по кинематическим параметрам движения с учётом линейных членов разложения. Коэффициент  $\{c\}$ ,  $\{m\}$  этого разложения, стоящие при параметрах  $\{\omega\}_i$  ( $j, i = x, y, z$ ), называются **В. п.** Здесь  $\{\omega\}_{x,y} = \{\omega\}_{x,y}/2V_{\infty}$ ,  $\{\omega\}_z = \{\omega\} b_A/V_{\infty}$ ,  $j$  — размах крыла,  $b_A$  — САХ,  $V_{\infty}$  — скорость полёта,  $\{\omega\}_x$ ,  $\{\omega\}_y$ ,  $\{\omega\}_z$  — скорости *крена*, *рыскания* и *тангажа*. **В. п.** характеризуют влияние вращения летательного аппарата на его аэродинамические коэффициенты (отсюда название). Для обозначения **В. п.** используются символы аэродинамических коэффициентов с верхним индексом, указывающим кинематический параметр, по которому берётся производная  $\{c_i(m_i)\} = \partial c_i(m_i)/\partial \{\omega\}_j$ . Если индексы  $i, j$  совпадают, то **В. п.** называют **простыми**, например  $\{m_z\}$ , если же индексы  $i, j$  различны, то **В. п.** называют **сложными** или **перекрёстными**, например  $\{m_x\}$

Такое представление аэродинамических сил и моментов является адекватным лишь на режимах обтекания с устойчивой и упорядоченной вихревой структурой или на режимах безотрывного обтекания, то есть при *углах атаки*  $\{\alpha\} < \{\alpha\}^*$ , где  $\{\alpha\}^*$  — угол атаки, при котором начинается интенсивная перестройка структуры потока (появление *срыва потока*, разрушение вихревого жгута и т. д.). На этих режимах **В. п.** слабо зависят от *Струхала числа*  $Sh$  и амплитуды колебаний летательного аппарата. При  $\{\alpha\} > \{\alpha\}^*$  **В. п.** могут зависеть от  $Sh$  и амплитуды колебаний летательного аппарата, что не позволяет корректно использовать *возмущений теорию* для исследования динамики летательного аппарата.

Для экспериментального определения **В. п.** необходимы специальные динамические испытания, в основном используются методы установившегося вращения и искривленного потока. В основе последнего метода лежит идея моделирования стационарного течения около фиксированной модели путём такого генерирования паточка в аэродинамической трубе, что он движется в окрестности модели по траектории, близкой к круговой. Широкое распространение получили также динамические установки, которые используют методы вынужденных колебаний и на которых одновременно в комплексе определяются **В. п.** и **нестационарные производные** (НП) — коэффициент разложений по безразмерным параметрам, характеризующим изменения углов атаки

и скольжения во времени. Для выделения составляющих комплекса проводятся испытания с одновременным и поочерёдным колебаниями и модели, и потока в динамической установке. В качестве примера на рис. приведены экспериментальные зависимости **В. п.**  $\{m_z\}$  и НП  $\{m_z\} = \partial m_z / \{\alpha\} = d\{\alpha\} / dt$ ,  $\{\alpha\} = ab_A / V\{\infty\}$ ,  $t$  — время) и их комплекса от угла атаки для некоторой модели при дозвуковой скорости потока.

Г. И. Столяров.

Экспериментальные зависимости ( $\{\Delta\}$ ,  $\{O\}$ ) вращательной и нестационарной производных и их комплекса от  $\{\alpha\}$ .

**вредное сопротивление** — 1) разность между полным сопротивлением аэродинамическим летательного аппарата и индуктивным сопротивлением его несущих поверхностей (крыла, оперения). Складывается из сопротивления фюзеляжа, профильного сопротивления несущих поверхностей, сопротивления гондол силовой установки и т. д. **В. с.** отсутствует в идеальной жидкости.

2) Разность между полным сопротивлением комбинации нескольких интерферирующих элементов и суммой сопротивлений тех же, но невзаимодействующих элементов (например, крыла, оперения, фюзеляжа); если эта разность является положительной, что свидетельствует о наличии неблагоприятной интерференции аэродинамической, то можно говорить о вредном интерференционном сопротивлении; если отрицательна, то интерференция является полезной.

3) В прикладной аэродинамике **В. с.** иногда называют сопротивление выступающих в поток элементов, не моделируемых при испытаниях в аэродинамических трубах. К таким элементам относятся, например, приёмники давления и температуры воздуха, антенны, вспомогательные воздухозаборники, обтекатели сигнальных огней, тяг органов управления. К **В. с.** относят также сопротивление от технологических изъянов поверхности летательного аппарата, таких, как волнистость и шероховатость поверхности, уступы в стыках листов обшивки, выступающие или заглублённые головки заклёпок и болтов, щели между секциями органов управления и т. д.

Ввиду неоднозначности термина «**В.с.**» необходимо в каждом конкретном случае указывать смысл его применения. В современной аэродинамической практике термин «**В. с.**» обычно не употребляется.

Л. В. Васильев.

**всемирная система зональных прогнозов, ВСЗП** (World Area Forecast System) — создана для обеспечения заинтересованных потребителей прогнозами метеорологических условий по маршруту полёта (ветер и температура на высотах, тропопауза и атмосферная турбулентность, грозы и т. п.) в цифровой форме в узлах регулярной сетки, в наглядной форме или буквенно-цифровой форме, пригодных для непосредственного использования.

ВСЗП начала создаваться в 80-х гг. при тесном сотрудничестве ИКАО и Всемирной метеорологической организации (ВМО) на базе существовавшей Системы зональных прогнозов (СЗЛ) ИКАО/ВМО, обеспечивавшей авиационные метеорологические службы прогнозами по маршруту, необходимыми для включения в полётную документацию и проведения инструктажа, СЗЛ объединяла 17 Центров зональных прогнозов (ЦЗП), обеспечивавших метеорологические службы стран, входящих в закрепленные за ними районы обслуживания, прогнозами высокого качества и в стандартной форме. В 1982 в Монреале (Канада) специализированное совещание по связи и метеорологии ИКАО совместно с комиссией по авиационной метеорологии ВМО рассмотрело и специально утвердило концепцию построения ВСЗП. На базе ЦЗП были учреждены Всемирные центры зональных прогнозов (ВЦЗП) в Вашингтоне (США) и Лондоне (Великобритания), а также Региональные центры зональных прогнозов (РЦЗП) в городах: Бразилия (Бразилия), Буэнос-Айрес (Аргентина), Дакар (Сенегал), Дели (Индия), Лас-Пальмас (Испания, Канарские острова), Мельбурн (Австралия), Москва (СССР), Найроби (Кения), Париж

(Франция), Токио (Япония), Веллингтон (Новая Зеландия), Франкфурт-на-Майне (ФРГ). Функции РЦЗП по определенным районам обслуживания были возложены также и на центры в Вашингтоне и Лондоне.

На начальной стадии деятельности ВЦЗП в их функции входила подготовка прогнозов ветра и температуры в цифровой форме в узлах регулярной сетки и обеспечение ими РЦЗП, в обязанности РЦЗП входил приём цифровых данных из ВЦЗП, хранение и обеспечение ими заинтересованных потребителей, а также подготовка карт ветра, температуры и особых явлений погоды на высотах по своим зонам обслуживания.

В конечном виде ВСЗП должна включать только два ВЦЗП — в Вашингтоне и Лондоне, которые будут разрабатывать все виды прогнозов (ветра, температуры, тропопаузы, особых явлений погоды) в цифровой форме в узлах регулярной сетки и рассылать их, с использованием в первую очередь спутниковых средств связи, непосредственно всем заинтересованным потребителям. Планируется, что формирование ВСЗП завершится в середине 90-х гг.

Всемирный центр зональных прогнозов (World Area Forecast Centre, WAFC) осуществляет подготовку и распространение глобальных прогнозов ветра и температуры для эшелонов полёта (см. *Эшелонирование*) 50 (850 гПа), 100 (700 гПа), 180 (500 гПа), 240 (400 гПа), 300 (300 гПа), 340 (250 гПа), 390 (200 гПа), 450 (150 гПа), 530 (100 гПа) и 600 (70 гПа), а также данных о высоте тропопаузы и скорости, направлении и высоте максимального ветра в узлах регулярной сетки в цифровой форме и в стандартном формате.

Региональный центр зональных прогнозов (Regional Area Forecast Centre, RAFC) осуществляет приём цифровых данных из ВЦЗП, хранит, обрабатывает эти данные и обеспечивает ими заинтересованных потребителей, готовит на базе этих данных по своей зоне ответственности необходимые потребителям карты ветра и температуры, а также, с использованием всей имеющейся информации, карты особых явлений погоды и обеспечивает ими заинтересованных потребителей.

РЦЗП Москва (RAFC MOSCOW) создан в 1982 в Гидрометцентре СССР Госкомгидромета СССР при Отделе авиационной метеорологии (Лаборатория зональных прогнозов), Центр готовит по установленному ВМО/ ИКАО району обслуживания карты прогноза ветра и температуры для эшелонов полетов 300 (300 гПа), 340 (250 гПа) и 390 (200 гПа), а также карты прогноза особых явлений погоды для слоя между эшелонами полёта 250 (450 гПа) и 400 (160 гПа) на сроки 00, 06, 12, 18 часов Единой системы времени. Карты оформляются в соответствии со стандартами ВМО/ИКАО и передаются потребителям по факсимильным линиям связи.

*А. А. Ляхов.*

**всероссийский аэроклуб** — учреждён 16 (29) января 1908 в Петербурге. В декабре 1909 вступил в ФАИ и получил право регистрировать в ней мировые авиационные и воздухоплавательные рекорды, устанавливаемые в России, а также выдавать пилотские дипломы, действительные во всех странах. Объединял и координировал усилия сторонников развития воздухоплавания и авиации в России. Руководящие органы — президиум, совет и правление. К совету были прикомандированы постоянные представители военного и морского министров и начальника генштаба. При **В. а.** работали комитеты: научно-технический (председатель — профессор В. Ф. Найдёнов), спортивный и комитет по сбору средств для воздушного флота, а также комиссии по приему пилотских экзаменов, медицинская, по авиационной почте и др. В конце 1910 организована авиационная школа по подготовке пилотов-авиаторов.

Отделы **В. а.** имелись в ряде городов. Проводились Международные авиационные недели (с целью установления рекордов, показа фигурных полётов и т. п.). **В. а.** участвовал в созыве и проведении Всероссийских воздухоплавательных съездов. В числе принимавших участие в работах **В. а.** — учёные и конструкторы К. П. Боклевский, Н. Н. Митинский, Н. А. Рынин, *И. И. Сикорский*,

К. Э. Циолковский, лётчики Г. В. Алехнович, В. В. Дыбовский, Л. В. Зверева, А. Е. Раевский, С. А. Ульянов. В. а. издавал журнал «Воздухоплаватель» (с 1904) и ежегодник «Воздушный справочник» (с 1912). В конце 1917 работа В. а. прекратилась.

**всесоюзный институт лёгких сплавов** (ВИЛС) — создан в 1961 в Москве. Осуществляет разработку технологии производства полуфабрикатов для авиационной промышленности, других отраслей техники и новых материалов для народного хозяйства. Институт разрабатывает процессы литья, обработки давлением, а также термической обработки алюминиевых и других сплавов. В состав ВИЛС входят специализированные подразделения, занимающиеся исследованиями в области создания прогрессивных технологических процессов изготовления, исследованиями структуры и свойств и методами контроля полуфабрикатов из лёгких и других сплавов, повышением эффективности металлургического производства, разработкой проектов и изготовлением нестандартного металлургического оборудования. Институт располагает экспериментальной базой, опытным производством и вычислительным центром. Издаёт сборники научно-технических трудов. Награждён орденом Октябрьской Революции (1983). С 1992 — Всероссийский институт лёгких сплавов.

**всесоюзный научно-исследовательский институт авиационных материалов** (ВИАМ) — образован приказом наркома тяжёлой промышленности 1932 в Москве на базе отдела испытаний авиационных материалов ЦАГИ. Разрабатывает конструкционные, коррозионно-стойкие, жаропрочные, износостойкие стали и сплавы, пластмассы, герметики, уплотнительные, тепло- и звукоизоляционные и другие материалы. Институт занимается также теоретической и экспериментальной разработкой проблем легирования и прочности сплавов, вопросами защиты металлов от коррозии, созданием методов механических испытаний и неразрушающего контроля качества сплавов и неметаллических материалов. Издаёт «Труды», тематические сборники. Награждён орденами Ленина (1945), Октябрьской Революции (1982). С 1992 — Всероссийский институт авиационных материалов.

**«всплывание» элеронов** — самопроизвольное отклонение элеронов на обеих половинах крыла на отрицательные углы вследствие деформации проводки управления под действием аэродинамической нагрузки. Как правило, имеет место на самолётах, у которых проводка выполнена недостаточно жёсткой.

**всплывная сила** — разность между выталкивающей (архимедовой) силой  $P$ , действующей на погружённое в жидкость или газ тело (см. *Аэростатика*), и весом  $G_T$  этого тела, то есть  $\Phi = P - G_T$ . При  $\Phi > 0$  тело всплывает, при  $\Phi < 0$  погружается, а при  $\Phi = 0$  находится в равновесии. Для сложных систем В. с. обычно вычисляют по упрощённым формулам. Например, для аэростата  $\Phi = P_0 - (G_T + G_g)$ , где  $P_0$  — выталкивающая сила, вычисленная по объёму наполненной оболочки,  $G_g$  — вес наполняющего оболочку газа,  $G_T$  — вес аэростата, то есть вес конструкции и грузов, находящихся на аэростате. В. с., действующую на аэростатический летательный аппарат, часто называют подъёмной силой.

**вспомогательная силовая установка (ВСУ), энергоузел** — силовая установка на современных самолётах и вертолётах для пуска основных двигателей, питания сжатым воздухом системы кондиционирования, привода электрогенераторов и другого вспомогательного оборудования. Применение бортовых ВСУ обеспечивает независимость летательного аппарата от наземных источников питания. В полёте ВСУ может использоваться в качестве аварийного источника энергии.

ВСУ представляет собой газотурбинный двигатель и выполняется по следующим основным схемам: 1) **одновальной**, в которой отбор воздуха обычно осуществляется от общего компрессора, приводимого турбиной, расположенной с компрессором на общем валу, а генератор тока приводится от турбины через редуктор; частота вращения у таких ВСУ на рабочем режиме обычно поддерживается постоянной, что обусловлено необходимостью привода генераторов переменного тока; 2) **одно- или двухвальной** с дополнительным компрессором, от которого отбирается воздух

потребителю; 3) **двухкаскадной**, в которой воздух отбирается за компрессором низкого давления;

У ВСУ, используемых на пассажирских самолётах, основная мощность тратится на выработку сжатого воздуха. Отбираемая электрическая мощность в этом случае не более 90 кВт, ВСУ могут выполняться и по другим схемам в зависимости от предъявляемых к ним требований — по соотношению между видами энергии (электрическая, пневматическая и механическая), вырабатываемой ими.

**вторые режимы полёта** — режимы полёта самолёта при скоростях меньше наивыгоднейшей, соответствующей максимуму *аэродинамического качества*. На этих режимах при уменьшении скорости прямолинейного горизонтального полёта за счет увеличения *угла атаки* аэродинамическое качество самолёта уменьшается и равновесие тяги двигательной установки и аэродинамического сопротивления при фиксированных *органах управления* неустойчиво, в отличие от полёта на первых режимах (при скоростях горизонтального полёта, превышающих наивыгоднейшую), где равновесие этих сил устойчиво.

Для реализации полёта на **В. р. п.** требуется особая методика пилотирования самолёта (увеличение угла атаки приводит к увеличению скорости снижения, для уменьшения скорости горизонтального полёта требуется увеличение тяги двигателя при одновременном увеличении угла атаки). Полёт на **В. р. п.** возможен, но не рекомендован для массовой эксплуатации. Наибольшую опасность представляет полёт на **В. р. п.** при заходе на посадку и взлете с отказавшим двигателем. Безопасность полёта самолётов на **В. р. п.** обеспечивается выдерживанием запаса по скорости от скорости сваливания или применением автоматизации управления двигателем.

На практике иногда к **В. р. п.** относят также и режимы полёта в другом диапазоне скоростей, где равновесие тяги и аэродинамического сопротивления неустойчиво.

**втулка несущего винта** — основной агрегат *несущего винта*; предназначается для крепления лопастей, передачи крутящего момента от вала главного редуктора к лопастям, а также для восприятия и передачи на фюзеляж аэродинамических сил, возникающих на лопастях несущего винта. Различают следующие типы **В. н. в.**: шарнирные, упругие и жёсткие.

В конструкции **шарнирной втулки** (рис. 1) крепление лопастей к корпусу втулки осуществляется посредством горизонтальных, вертикальных и осевых шарниров. Горизонтальные шарниры обеспечивают возможность *махового движения лопастей*. Вертикальные шарниры позволяют лопастям совершать колебания в плоскости вращения (эти колебания возникают под действием переменных сил лобового сопротивления и сил Кориолиса, появляющихся при колебаниях лопасти относительно горизонтального шарнира). Благодаря шарнирному сочленению лопастей с корпусом втулки значительно снижаются переменные напряжения в элементах несущего винта и уменьшаются передающиеся от винта на фюзеляж вертолёт moments аэродинамических сил. Осевые шарниры **В. н. в.** предназначены для изменения углов установки лопастей. В целях уменьшения свеса (изгиба) лопастей и создания необходимых зазоров между лопастями и хвостовой балкой вертолёт при невращающемся несущем винте и при малой частоте вращения несущего винта в конструкцию **В. н. в.** введены центробежные ограничители свеса.

Во всех шарнирах, в которых используются подшипники качения, предусматриваются системы смазки и уплотнений. В осевых шарнирах в качестве элементов, воспринимающих центробежные силы лопастей, применяются пластинчатые и проволочные торсионы, изготовленные из высокопрочной нержавеющей стали. Имеются так называемые эластомерные **В. н. в.**, в шарнирах которых применяются цилиндрические, конические или сферические эластомерные подшипники. Эти подшипники выполнены из слоев стали и привулканизированных к ним слоев эластомера. Отсутствие трущихся металлических деталей уменьшает износ узлов. Конструкция **В. н. в.** упрощается, устраняется необходимость применения торсионов, сокращается время на техническое обслуживание, увеличивается надёжность конструкции. В конструкциях шарнирных **В. н. в.** с целью предотвращения явления *«земного резонанса»* колебания лопастей относительно

вертикальных шарниров гасятся с помощью демпферов, которые в зависимости от используемого рабочего элемента подразделяются на фрикционные, гидравлические, пружинно-гидравлические и эластомерные. Шарнирные **В. н. в.** в зависимости от схемы могут быть трёх типов: с разнесёнными горизонтальными шарнирами (оси горизонтальных шарниров находятся на некотором расстоянии от оси несущего винта), с совмещёнными горизонтальными шарнирами (оси горизонтальных шарниров пересекаются на оси несущего винта), с совмещёнными горизонтальными и вертикальными шарнирами (оси обоих шарниров пересекаются в одной точке, отнесённой на некоторое расстояние от оси несущего винта).

**Упругая втулка** (рис. 2) может быть выполнена с упругим элементом только в одном вертикальном или горизонтальном шарнире либо сразу в обоих шарнирах. Корпус упругой **В. н. в.** изготавливается, как правило, из композиционных материалов. За осевым шарниром, который может быть выполнен по схеме с подшипниками качения и торсионом или с эластомерными подшипниками, расположена внешняя упругая часть втулки, обеспечивающая маховые движения лопасти. На несущем винте с такой втулкой может быть значительно повышена эффективность управления по сравнению с шарнирной **В. н. в.**, что способствует увеличению манёвренности вертолёта.

**Жёсткая втулка** (рис. 3) имеет прочный центр, корпус (обычно из титанового сплава), прикреплённый к жёсткому приводному валу, и осевые шарниры, к корпусам которых через гребёнки прикреплены лопасти из композиционных материалов. В несущем винте с такой втулкой лопасть совершает колебательные движение в плоскости тяги и вращения не путём поворота в шарнирах, а благодаря большим деформациям лопасти или её более тонкого комлевого участка. Эти деформации оказываются допустимым и вследствие высокой прочности композиционных материалов. Такой винт с жёсткой втулкой может рассматриваться подобным винту с шарнирной втулкой, имеющей большой разнос горизонтальных шарниров (10—35% от радиуса винта). Вертолёт с жёсткой **В. н. в.** обладает хорошими характеристиками управляемости. Важным преимуществом жёсткой **В. н. в.** является её простота (отсутствие высоконагруженных подшипников в шарнирах, демпферов и центробежных ограничителей свеса лопастей), облегчающая и удешевляющая изготовление винта и обслуживание его в эксплуатации.

*В. П. Нефёдов.*

Рис. 1. Шарнирная втулка несущего винта: а — общий вид; б — разрез; 1 — корпус втулки; 2 — эластомерный демпфер; 3 — горизонтальный шарнир; 4 — вертикальный шарнир; 5 — осевой шарнир; 6 — лопасть; 7 — подшипники горизонтального шарнира; 8 — палец горизонтального шарнира; 9 — цапфа осевого шарнира; 10 — подшипники осевого шарнира; 11 — проволочный торсион; 12 — корпус осевого шарнира; 13 — рычаг поворота лопасти.

Рис. 2. Упругая втулка несущего винта: 1 — корпус втулки; 2 — упругая часть корпуса; 3 — осевой шарнир; 4 — внешняя упругая часть втулки; 5 — лопасть; 6 — демпфер.

Рис. 3. Жёсткая втулка несущего винта: 1 — корпус втулки; 2 — осевой шарнир; 3 — упругая часть лопасти.

**Вуазен** (Voisin) Габриель (1830—1973) — французский авиаконструктор и промышленник, один из пионеров авиации. С 1904 строил планеры по заказам, испытывал их, буксируя за моторной лодкой. В 1905 вместе с братом Шарлем (1882—1912) основал авиационные мастерские, ставшие позже фирмой «Вуазен аэроплан». В числе заказчиков **В.** были многие первые авиаторы (*Л. Блерио, А. Фарман, Л. Деллагранж* и др.). Свои первые самолёты **В.** создал в 1907. В 1908—1909 формируется базовая схема самолётов **В.**: биплан с коробчатым крылом и хвостовым оперением, передней кабиной, с поршневым двигателем и толкающим воздушным винтом, фирменной фюзеляжной балкой. В 1911 построен самолёт-амфибия схемы «утка», оснащённый поплавками, в 1912 — самолёт «Икар», летавший с 6 пассажирами. После 1909 фирма стала выполнять военные заказы на самолёты, вооружённые пулемётом или пушкой. Самолёты **В.** составляли основу французской бомбардировочной и разведывательной авиации перед Первой мировой войной и в

первые военные годы, когда фирма выпускала самолёты 11 основных типов: от «Вуазен-І» до «Вуазен-ХІ» (построено около 15 тысяч). См. рис. в табл. III. VII.

### Г. Вуазен.

**выдерживание** — см. в статье *Посадка*.

**выживаемость летательного аппарата** — свойство летательного аппарата успешно выполнять боевые операции в условиях противодействия противника. Количественно **В.** определяется отношением числа летательных аппаратов потерянных в результате проведения операции, к числу летательных аппаратов, принимавших в ней участие. Основными факторами, влияющими на **В.** являются тактика применения летательного аппарата, его лётно-технические характеристики, *боевая живучесть*, квалификация и боевой опыт экипажа, сигнатуры летательного аппарата (признаки, по которым идентифицируется летательный аппарат), его эксплуатационная надёжность, время подготовки к повторному вылету, ремонтпригодность при боевых повреждениях и авариях и т. д.

**вылет первый** — первый полёт на опытном летательном аппарате. Выполняется после успешного завершения всех предусмотренных программой *наземных испытаний*, других работ и экспериментов. **В. п.** производится в хорошую погоду без сильного и порывистого ветра. Горизонтальная видимость должна быть не менее 8—10 км при вылете самолёта и не менее 5—6 км при вылете вертолёта. Скорость ветра и её боковая составляющая (по отношению к ВПП) не должны превышать значений, при которых производились подлёты данного самолёта (висения самолёта с вертикальным взлетом и посадкой и вертолёта). Полёт над облаками может быть разрешён только при облачности менее 4—5 баллов, при сплошной облачности (10 баллов) допускается лишь в тех случаях, когда погода устойчива и максимальная высота полёта по заданию меньше нижней кромки облаков на 1000—1200 м для самолётов и на 250—300 м для вертолётов и дирижаблей.

**На время проведения В. п. опытного образца полёты всех летательных аппаратов, кроме обеспечивающих В. п., прекращаются. Лётная полоса должна быть тщательно очищена и освобождена от техники и людей. В. п. опытного летательного аппарата выполняется в сопровождении летательного аппарата-киносъёмщика, с которого одновременно осуществляется и визуальное наблюдение за ходом испытательного полёта.**

Число членов экипажа опытного летательного аппарата обычно ограничивается штатным минимумом. Объем полётного задания и время пребывания в воздухе сокращаются, существенно ограничиваются диапазоны скоростей, *Маха чисел* полёта, высот, *углов атаки, крена и скольжения, перегрузок* летательного аппарата. Конфигурация самолёта, как правило, существенно не изменяется, шасси убирается не всегда. Взлётная масса летательного аппарата задаётся возможно меньшей (с этой целью топливо в баки заливают в количестве, необходимом только для полёта в течение запланированного времени и безопасного возвращения на свой аэродром).

Время пребывания в воздухе манёвренных и ограниченно-манёвренных самолётов, как правило, не превышает 40—50 мин, неманёвренных — 2 ч, вертолётов — 25—35 мин. Контрольно-измерительная аппаратура работает в течение всего времени полёта опытного-летательного аппарата — от взлёта и до посадки включительно.

Самолёт при **В. п.** отрывается от взлетно-посадочной полосы на угле атаки, меньшем на  $1—2\{\{\circ\}\}$  расчётного, что облегчает лётчику управление самолетом в первые секунды после отрыва от взлетно-посадочной полосы, уменьшает потребные для балансировки отклонения рулей. Посадка осуществляется также на уменьшенных углах атаки.

Задание на **В. п.** должно включать только общую качественную оценку поведения летательного аппарата (его устойчивости и управляемости) и работы его основных функциональных систем.

Лит.: Пашковский И. М., Леонов В. А., Поплавский Б. К., Летные испытания самолетов и обработка результатов испытаний, М., 1985.

И. М. Пашковский.

**выносливость** авиационных конструкций — нерекомендуемое название *сопротивления усталости*.

**выравнивание** — см. в статье *Посадка*.

**высокоплан** — см. в статье *Моноплан*.

**высота полета** — расстояние по вертикали от находящегося в полёте летательного аппарата до уровня поверхности, принятого за нулевой. Различают абсолютную **В. п.**, отсчитываемую от уровня моря; относительную, намеряемую от условного уровня (аэродром вылета или изобарическая поверхность, соответствующая давлению 101325 Па; см. *Барометрическая высота*); истинную — по отношению к той точке земной поверхности, над которой в данный момент пролетает летательный аппарат. Различают также предельно малые, малые, средние и большие **В. п.** Предельно малыми считаются наименьшие высоты, устанавливаемые в зависимости от типа и скорости полёта летательного аппарата, малыми **В. п.** — высоты от предельно малых до 1000 м, средними — от 1000 до 5000 м, большими — свыше 5000 м. Это деление условно и изменяется с развитием авиационной техники. **В. п.** измеряется *высотомерами* и *радиовысотомерами*. См. также *Потолок летательного аппарата*.

**высота принятия решения** (ВПР) — определённая для посадки в сложных метеорологических условиях относительная *высота полёта*, на которой должен быть начат манёвр *ухода на второй круг* в случаях, если до достижения этой высоты командиром летательного аппарата не был установлен необходимый визуальный контакт с наземными ориентирами для продолжения *захода на посадку* или если положение летательного аппарата в пространстве относительно заданной траектории полёта не обеспечивает безопасную посадку. ВПР отсчитывается от уровня порога ВПП. Определение ВПР основано на комплексном рассмотрении лётно-технических характеристик летательного аппарата, характеристик аэродрома, а также их оборудования, обеспечивающего посадку летательного аппарата.

**высотная болезнь** — патологическое состояние, возникающее при снижении парциального давления кислорода во вдыхаемом воздухе в высотных полётах, то есть в условиях разреженной атмосферы. В условиях нормального барометрического давления сходное состояние развивается при пребывании в замкнутом помещении, дыхании газовыми смесями с пониженным содержанием кислорода.

Причина **В. б.** — острое кислородное голодание организма, которое приводит к развитию ряда приспособительных реакций и патологических нарушений. Приспособительные реакции направлены на сохранение кислородного снабжения жизненно важных органов и выражаются в усиленной деятельности сердечно-сосудистой системы и дыхания, стимулировании гормональной системы и некоторых образований головного мозга. Патологические нарушения отражают повреждающее действие дефицита кислорода на различные системы организма, его органы, ткани и клетки. В первую очередь страдают наиболее чувствительные к влиянию недостатка кислорода функции центральной нервной системы. При этом нарушаются все виды обмена веществ, особенно углеводный, что приводит к недостатку выработки энергии и накоплению в клетках продуктов промежуточного обмена, а также к структурным повреждениям в клетках. Тяжесть и исход **В. б.** зависят от скорости и размеров нарастания дефицита кислорода, длительности пребывания на высоте, характера и интенсивности выполняемой работы и исходного состояния организма.

Признаки **В. б.**: учащение пульса и дыхания, одышка при работе, утомляемость, головная боль, тошнота, повышение артериального давления, снижение остроты зрения и слуха, нарушение

координации движений. Иногда наблюдаются эйфория, возбуждение, некритическое отношение к себе и к обстановке, различают коллаптоидную и обморочную формы **В. б.** Коллаптоидная **В. б.** развивается при длительном пребывании на высоте 5—7 км. Характеризуется интенсивным нарастанием функциональных нарушений, завершающихся брадикардией (урежением пульса) — резким и стойким снижением артериального давления. Обморочная **В. б.** возникает при выраженном дефиците кислорода на высоте 8—9 км и проявляется внезапной потерей сознания.

Развитию **В. б.** способствуют нарушение режима труда и отдыха, принятие алкоголя, заболевания, утомление. Высотную устойчивость человека повышают мероприятия, укрепляющие его физическое состояние. Основное средство лечения **В. б.** — кислородное обеспечение организма (спуск с высоты, переключение на дыхание кислородом, кислородно-воздушной смесью, карбогеном). В тяжёлых случаях проводится медикаментозное лечение и гипербарическая оксигенация (дыхание кислородом под давлением 200—300 кПа. Профилактику **В. б.** обеспечивают применением различных технических средств (кислородно-дыхательного оборудования, *высотного снаряжения*), а также осуществлением полётов в *гермокабинах*, проведением высотной адаптации при систематических подъёмах в барокамерах и тренировках в горных условиях.

*И. Н. Черняков.*

**высотное снаряжение** — носимые индивидуальные средства жизнеобеспечения лётчика, защищающие его от неблагоприятного воздействия разреженной атмосферы и *гипоксии* на больших высотах. В сочетании с различными системами индивидуальной защиты **В. с.** выполняет дополнительную защитную роль при действии *перегрузок*, воздушного потока при аварийном покидании летательного аппарата, низких и высоких температурах, УФ облучения, обеспечивает возможность выживания в случае аварийного приземления или приводнения летательного аппарата.

Основные виды **В. с.** — кислородные маски, высотные компенсирующие костюмы, гермошлемы, высотные скафандры. Выбор вида **В. с.** определяется лётно-техническими характеристиками летательного аппарата и режимом его полёта.

**Кислородная маска** (рис. 1) предназначена для подачи в дыхательные пути кислородно-воздушной смеси или чистого кислорода под давлением, равным или превышающим внешнее давление. Герметическое прилегание маски к лицу и фиксация её на шлемофоне (защитном шлеме) обеспечивается обтюратором и системой крепления. В зависимости от способа подачи кислорода для дыхания используются маски открытого, полузакрытого, закрытого типа и маски с избыточным давлением. Маски открытого и полузакрытого типов (КМ-15 и КМ-19) с непрерывной подачей кислорода применяются в полётах на высоте до 8—10 км. Они безотказны в работе, просты по устройству и в эксплуатации, однако неэкономичны по расходу кислорода. Маска закрытого типа (КМ-16) используется с кислородными приборами типа «следящие лёгочные автоматы», подающими кислород только при создании разрежения в маске во время вдоха. Маска снабжена клапанами, которые обеспечивают необходимую направленность потоков вдыхаемого кислорода (газовой смеси) и выдыхаемого газа. Применяется в полётах на высоте до 12 км длительно (до нескольких ч) и на высоте до 13,5 км кратковременно (несколько мин). Маски с компенсированным клапаном выдоха и компенсатором натяга (КМ-32 и КМ-34) поддерживают избыточное давление, которое превышает внешнее давление примерно на 10 кПа. Без высотного компенсирующего костюма такая маска используется в полётах на высоте 15 км, а с костюмом — до 20 км.

**Высотный компенсирующий костюм** (рис. 2) служит для поддержания исходных параметров тела при дыхании под избыточным давлением путём создания регулируемого внешнего давления. Он предупреждает чрезмерное растяжение лёгких и грудной клетки, смещение органов брюшной полости и депонирование крови в конечностях, вызываемые повышенным внутрилёгочным давлением. Костюм представляет собой подогнанный к телу с помощью шнуровки комбинезон из

прочной ткани, обеспечивающей паро- и воздухопроницаемость, имеет пневматические устройства для натяжения ткани по периметру туловища и конечностей, в результате чего создается давление на тело. В сочетании с гермошлемом (рис. 3), компенсирующими перчатками и носками применяется в полётах на высоте до 30 км и более. Костюм имеет относительно небольшие массу и габариты (по сравнению со скафандром), обеспечивает достаточную подвижность.

Длительность использования костюма с избыточным давлением лимитируется жёсткостью оболочки, значительно ограничивающей и затрудняющей дыхание и движения, а также неравномерностью давления на тело, из-за чего возможны локальные нарушения циркуляции крови и возникновение болевых ощущений.

**Высотный скафандр** представляет собой герметичную одежду с регулируемой газовой средой. Основные элементы скафандра; многослойный костюм из наружной, силовой, газонепроницаемой и теплозащитной оболочек, шлем, перчатки, крепёжные замки и шланги. Давление, газовый состав, температура и влажность воздуха регулируются системой наддува и кондиционирования. В скафандрах вентиляционного типа при подаче кислорода в шлем и воздуха в подскафандровое пространство происходит удаление углекислого газа и влаги. В скафандрах регенерационного типа кислород поступает в шлем из баллонов, а очистка выдыхаемого воздуха от углекислого газа, паров воды и других примесей осуществляется поглотителем. В таких скафандрах циркуляция газовой смеси по замкнутому контуру «скафандр — поглотительный патрон» обеспечивается вентилятором. Из-за больших габаритов, массы, необходимости постоянной вентиляции, затруднения и ограничения движений при избыточном давлении скафандр в авиации используется только в длительных стратосферных полётах.

*И. Н. Черняков.*

Рис. 1. Кислородные маски: а — полузакрытая; б — закрытая; в — с избыточным давлением; 1 — полость маски; 2 — шланги выдоха; 3 — дыхательный мешок; 4 — шланг подачи кислорода; 5 — клапан вдоха; 6 — компенсированный клапан выдоха; 7 — компенсатор натяга.

Рис. 2. Высотный компенсирующий костюм; а — вид спереди; б — вид сзади; 1 — шнуровка; 2 — кольца; 3 — оболочка костюма; 4 — застёжки-молнии; 5 — шланг натяжного устройства; 6 — шланг противоперегрузочного устройства; 7 — камере натяжного устройства; 8 — соединительная трубка натяжного устройства; 9 — тесьма крепления гермошлема.

Рис. 3. Гермошлем с высотными костюмами: 1 — каска; 2 — подшлемник; 3 — шейная часть; 4 — вентилирующий костюм; 5 — компенсирующий костюм.

**высотно-скоростные характеристики двигателя** — см. в статье *Характеристики двигателя*.

**высотомер**, **альтиметр**, — прибор для измерения *высоты полёта*. Различают *радиовысотомеры*, измеряющие высоту над поверхностью, и барометрические **В.** (см. рис.), измеряющие высоту над условным уровнем, характеризуемым заданным значением атмосферного давления.

Чувствительным элементом барометрического **В.** является преобразователь давления, показания которого пересчитываются в абсолютную барометрическую высоту по уравнениям стандартной атмосферы. Атмосферное (статическое) давление на высоте полёта воспринимается *приёмником воздушных давлений*, вынесенным за обшивку фюзеляжа. Барометрический **В.** состоит из герметичного корпуса с упругим чувствительным элементом, воспринимающим давление  $p$ , механизма, осуществлявшего преобразование давления в перемещение стрелки, пропорциональное абсолютной высоте  $H_{\text{абс}}$ , а также механизма, обеспечивающего ввод давления  $p_{\text{аэр}}$  на аэродроме (соответствующего началу отсчёта высоты  $H_{\text{аэр}}$ ) и приведение показаний высоты к выбранному началу отсчёта ( $H_{\text{отн}}$ ). Барометрические **В.** могут заменяться каналами барометрической высоты централизованных систем воздушных сигналов, где вычислительные операции, связанные с преобразованием измеренного давления в высоту, а также учёт поправок на

погрешность измерений давления, обусловленную особенностями обтекания самолёта набегающим потоком, осуществляются ЭВМ. Барометрические **В.** могут использоваться до высоты 30 км. Погрешность измерения составляет от нескольких метров у поверхности земли до нескольких сотен метров при высоте более 20 км.

*В. В. Лебедев.*

Схемы барометрического высотомера; 1 — чувствительный элемент; 2, 4 — функциональные преобразователи; 3 — указатель измеренной барометрической высоты; 4 — индикатор введенного давления, 5 — кремальера ввода атмосферного давления на аэродроме.

**выставки авиационные международные** — проводимые регулярно международные демонстрации достижений авиационной науки и техники. Первые выставки состоялись в конце XIX в. в Париже и Лондоне. На них демонстрировались главным образом образцы воздухоплавательной техники. Выставки были организованы частными лицами. Организацией и проведением современных **В. а.** занимаются в основном научно-технические общества, а также общества, объединяющие авиакосмические фирмы.

Наиболее представительной является Парижская авиационно-космическая выставка («Парижский авиационный салон», **Франция**). Проводится с 1908 1 раз в 2 года (с 1949 — по нечётным годам) в мае — июне. С 1953 местом проведения является аэропорт Бурже. На выставке 1908 наряду с авиационной техникой были показаны образцы автомобильной техники. С 1909 выставка полностью посвящена авиации. СССР впервые принял участие в 1934 (регулярно — с 1965). Летательные аппараты демонстрируются как на стоянках, так и в полёте. Кроме гражданских и военных самолётов, вертолётов и планеров на выставке экспонируются образцы ракетно-космической техники, авиационного вооружения, авиационные и космические силовые установки, показываются достижения в области авиационных конструкций и материалов, технологии, радиоэлектронного оборудования и т. д. В период выставки проводятся симпозиумы и совещания, с 1977 ежедневно издаётся информационный бюллетень «Пэрис шоу дейли». В 1989 в выставке приняли участие 1600 фирм и организаций из 37 стран, было показано более 200 летательных аппаратов. Советский Союз впервые демонстрировал современные боевые самолёты и вертолёты (МиГ-29, Су-27, Су-25 и Ми-28), а также самый тяжёлый транспортный самолёт Ан-225 «Мрия» с расположенным на нём крылатым орбитальным кораблём «Буран». Были показаны новые пассажирские самолёты Ил-96-300 и Ту-204.

Крупная авиационно-космическая выставка проводится в **Великобритании** в Фарнборо (юго-западнее Лондона) с начала 50-х гг. 1 раз в 2 года (по чётным годам) в сентябре. Ранее проводилась в Хендоне (впервые в 1932). Экспозиция посвящена в основном военной тематике (боевые самолёты, военные вертолёты, управляемые авиационные ракеты, авиационные пушки, бомбы и т. д.). С 1974 выставка стала международной, СССР первый раз принял в ней участие в 1984. В 1990 в выставке участвовало свыше 800 фирм и организаций из 17 стран, было показано 115 летательных аппаратов. Советский Союз демонстрировал транспортный самолёт Ан-225 «Мрия» и истребитель Су-27 (в одно- и двухместной вариантах); был так же снова показан МиГ-29. С 1930 на выставке ежедневно издаётся информационный бюллетень.

Авиационные выставки в Ганновере (ФРГ) проводятся с 1956 1 раз в 2 года (по чётным годам) в мае. Выставка посвящена в основном показу самолётов и вертолётов гражданской авиации, значительная часть которых — летательные аппараты авиации общего назначения. В 1990 в выставке приняли участие свыше 400 фирм и организаций из 20 стран, было показано около 140 летательных аппаратов. Участие СССР было нерегулярным.

Регулярно проводятся **В. а.** также в Канне (**Франция**) — с 1960 1 раз в 2 года (посвящена авиации общего назначения); в Ошкоше (США) — с 80-х гг. (представлена авиация общего назначения, летательные аппараты любительской постройки, а также реставрированные самолёты и самолёт-копии времён Первой и Второй мировых войн); в Рединге (США) — с 30-х гг. (показ авиации

общего назначения США); в Кранфилде (Великобритания) — с 1970 (самолеты и вертолёты авиации общего назначения). Международные **В. а.** стали проводиться в городах Сан-Диего (США), Сантьяго (Чили), Дубай (Объединённые Арабские Эмираты), а также в Китае, Австралии, Японии, ЮАР и других странах.

*В. В. Беляев.*

**высшие военные авиационные учебные заведения** (академии и училища) Советских Вооружённых Сил. В 1919 по инициативе профессора Н. Е. Жуковского был учреждён Московский авиационный техникум, преобразованный в 1920 в Институте инженеров Красного Воздушного Флота, а в 1932 — в Академию Воздушного Флота имени профессора Н. Е. Жуковского (см. *Военно-воздушная инженерная академия*). До 1930 академия была единственным высшим учебным заведением, выпускавшим авиационных инженеров. В 1940 была сформирована Военная академия командного и штурманского состава (ныне *Военно-воздушная академия* имени Ю. А. Гагарина). В 1956 в Калининске была создана Военная командная академия противовоздушной обороны, которой в 1974 было присвоено имя Маршала Советского Союза Г. К. Жукова. Готовит командные кадры для ПВО страны. Академия является научным центром по разработке проблем оперативного искусства и тактики войск ПВО, включая разработку наиболее эффективных способов применения реактивной истребительной авиации, вопросов совершенствования управления войсками ПВО.

Высшие военные авиационные училища лётчиков и штурманов начали создаваться в 1959 преобразованием средних лётных училищ в высшие. Реорганизация системы подготовки офицерских кадров для военной авиации была вызвана качественными изменениями авиационной техники. Старейшим лётным училищем считается Качинское высшее военное авиационное училище лётчиков имени А. Ф. Мясникова, берущее начало от *Севастопольской офицерской школы авиации* (Кача), сформированной в ноябре 1910. Подготовка лётчиков (1990) велась в училищах: Балашовском, Барнаульском, Ейском, Качинском, Оренбургском, Сызранском, Тамбовском, Уфимском, Харьковском и Черниговском. В Ворошиловградском и Челябинском училищах готовили штурманов. Воронежское, Иркутское, Киевское, Рижское, Тамбовское и Харьковское высшие военные авиационные инженерные училища готовили инженеров по следующим специальностям: пилотируемые летательные аппараты, двигатели летательных аппаратов, авиационное вооружение и др. Военно-авиационных инженеров по радиоэлектронике готовило Харьковское высшее военное авиационное училище радиоэлектроники. Во многих высших военных авиационных училищах велись научные исследования в области тактики военной авиации, эксплуатационной надёжности авиационной техники, безопасности полетов, совершенствования учебных процессов.

**высший пилотаж** — маневрирование летательного аппарата с целью выполнения комплекса *фигур пилотажа* или отдельных фигур *сложного пилотажа* группой летательных аппаратов или выполнение одиночным летательным аппаратом замедленной *бочки*, полукордовой или многократной восходящей (нисходящей) бочки с углами наклона траектории к горизонту более  $45^\circ$ , двойного восходящего *разворота*, вертикальной *восьмёрки*, двойной *полупетли*, «*колокола*» или маневрирование в перевёрнутом полёте. См. также *Пилотаж*.

**ВЯ** — авиационная пушка, созданная в 1940 *А. А. Волковым* и *С. А. Яцевым*: Калибр 23 мм, скорострельность 600 выстрелов в 1 мин, масса снаряда 200 г, начальная скорость 900 м/с масса пушки 66 кг. Применялась на самолётах в годы Великой Отечественной войны, в том числе на штурмовике *Ил-2*.

**вязкой жидкости течение** — движение сплошной изотропной среды, в которой возникают как нормальные, так и касательные напряжения. **В. ж. т.** происходит под действием сил двух видов: *массовых сил*, которые пропорциональны массе частицы и в аэро- и гидродинамических задачах являются заданными величинами, и *поверхностных сил*, которые возникают в результате взаимодействия соседних объёмов жидкости и характеризуются вектором напряжений  $p_n$  (индекс обозначает направление нормали к площадке, к которой приложена поверхностная сила) Значение

$p_n$  зависит от ориентации площадки. Из анализа равновесия сил и моментов, действующих на элементарный объём жидкости, следует, что напряжённое состояние жидкости в рассматриваемой точке поля течения определяется симметричным тензором напряжения. В аэро- и гидродинамике вектор  $p_n$  обычно представляют в виде  $p_n = -p + \{\{\tau\}\}_n$ , где  $p$  — давление гидродинамическое, которое действует по нормали к площадке и значение которого не зависит от ориентации площадки,  $\{\{\tau\}\}_n$  — вектор вязких напряжений, значение которого обращается в нуль в идеальной жидкости и который характеризуется тензором вязких напряжений  $\|T\| = (\{\{\tau\}\}_{ij})$ ,  $i, j = x, y, z$  — декартовы координаты.

В отличие от твёрдого тела при движении жидкости её частицы перемещаются относительно друг друга. В данный момент времени поле скоростей в малой окрестности рассматриваемой точки есть наложение трех движений: однородного поступательного движения со скоростью  $V$ ; вращения как твёрдого тела с угловой скоростью  $\{\{\omega\}\}/2$ , где  $\{\{\omega\}\} = \text{rot}V$  — вектор вихря или завихренности частицы жидкости, чисто деформационного движения, которое определяет отличие движения частицы жидкости от движения твёрдого тела и характеризуется тензором скоростей деформаций  $\|Φ\|$ . Между тензорами  $\|T\|$  и  $\|Φ\|$  существует определенная связь, которая называется реологическим уравнением жидкости. В аэро- и гидродинамике обычно рассматриваются так называемые ньютоновские жидкости с линейным реологическим уравнением (обобщённый закон Ньютона)  $\|T\| = \{\{\lambda\}\} \text{div}V + \{\{\mu\}\} \|Φ\|$ , которое представляет собой главные члены реальной связи при бесконечно малых возмущениях. Здесь  $\{\{\mu\}\}$  — динамическая вязкость, которая характеризует вязкие напряжения, связанные со сдвиговой деформацией жидкости.  $\{\{\xi\}\} = \{\{\lambda\}\} + 2/3\{\{\mu\}\}$  — вторая или объёмная вязкость характеризует вязкие напряжения, обусловленные объёмным расширением жидкости. Так как для несжимаемой жидкости  $\text{div}V = 0$ , величина  $\{\{\xi\}\}$  может играть роль только при движении сжимаемой жидкости; в большинстве аэродинамических задач предполагается, что  $\{\{\xi\}\} = 0$  ( $\{\{\lambda\}\} = -2/3\{\{\mu\}\}$  — гипотеза Стокса).

Движение вязкой жидкости описывается системой уравнений, которые выражают сохранения законы и могут быть записаны как в интегральном, так и в дифференциальном виде. Формула их записи зависит от способа исследования движения жидкости — методом Лагранжа или методом Эйлера, Ниже всюду используется эйлерова форма записи уравнений. Эта система уравнений включает в себя неразрывности уравнение, Навье-Стокса уравнения и уравнение энергии. В общем случае она замыкается уравнением состояния движущейся среды и зависимостями термодинамических функций и коэффициент переноса (см. Переносные свойства среды) от давления и температуры (энтальпии), а её решение должно удовлетворять заданным начальным условиям. Наиболее простой вид система уравнений имеет для несжимаемой жидкости:

$$\text{div}V = 0$$

$$\{\{\text{формула}\}\}$$

$$\{\{\text{формула}\}\}$$

где  $F$  — вектор массовой силы,  $\{\{\rho\}\}$  — плотность,  $T$  — температура,  $e$  — внутренняя энергия,  $k$  — теплопроводность,  $t$  — время,  $D/Dt$  — полная производная,  $\{\{\Delta\}\}$  — оператор Лапласа, здесь и ниже  $\Phi$  — диссипативная функция (см. Энергии уравнение). В отличие от движения идеальной жидкости, для которого имеет место обратимости теорема, уравнения динамики вязкой жидкости описывают необратимый процесс. Необратимость процесса движения связана с диссипацией энергии, то есть переходом части механической энергии в тепло. Это доказывается вычислением работы  $A$  сил, приложенных к поверхности элементарного объёма жидкости, для несжимаемой жидкости имеем

$$\{\{\text{формула}\}\}$$

Таким образом, работа, производимая поверхностными и массовыми силами над единицей объёма жидкости в единицу времени, частично идёт на изменение кинетической энергии этого объёма, а

другая её часть, равная  $\Phi$ , соответствует количеству механической энергии, превращающейся из-за действия сил трения в теплоту. Интегрирование  $\Phi$  по всему пространству, занятому движущейся жидкостью, позволяет определить общие потери энергии в единицу времени. Этот результат можно использовать, например, для расчёта гидродинамического сопротивления тела, движущегося в жидкости, если известно поле скоростей соответствующего течения. Анализ уравнений динамики вязкой жидкости значительно упрощается для некоторых классов течений, когда в силу их вырожденности и ряда упрощающих предположений задача сводится к решению системы обыкновенных дифференциальных уравнений. Это так называемые точные решения. Наиболее обширный класс точных решений имеет место для несжимаемой жидкости, например, течение Гагена — Пуазейля (см. *Ламинарное течение*) течение Куэтта (рис. 1), возникающее при движении в вязкой жидкости одной бесконечной плоскости (верхняя на рис. 1) с постоянной скоростью  $u_{\infty}$  параллельно другой находящейся на расстоянии  $h$  от неё при наличии градиента давления  $dp/dx$ , характеризуемого параметром  $\{p\}$ , равным  $p = -h^2(2\{\mu\}u_{\infty})(dp/dx)$ . Для этого течения зависимость скорости и жидкости от поперечной координаты  $y$  имеет вид:

$\{\{формула\}\}$

Для сжимаемой жидкости число точных решений невелико. Простейшим примером является одномерная задача о переходе потока совершенного газа в отсутствие массовых сил из одного однородного состояния (при  $x \rightarrow -\infty$ ) в другое однородное состояние (при  $x \rightarrow +\infty$ ), при этом приведенные скорости потока  $\{\lambda\}_1 = u_1/a_1$ , при  $x \rightarrow -\infty$  и  $\{\lambda\}_2 = u_2/a_1$ , при  $x \rightarrow +\infty$  ( $u_1, u_2$  — скорости потока соответственно при  $x \rightarrow -\infty$  и при  $x \rightarrow +\infty$ ),  $a_1$  — критическая скорость звука при  $x \rightarrow -\infty$ ) связаны соотношением  $\{\lambda\}_1 * \{\lambda\}_2 = 1$ . Аналога такому течению для несжимаемой жидкости не существует, а для идеальной сжимаемой жидкости ему соответствует переход сверхзвукового потока в дозвуковой через прямую ударную волну (рис. 2). Полученное решение позволяет оценить толщину ударной волны  $\{\delta\}$ :  $\{\delta\}/l = (\{\lambda\}_1 + 1)/(\{\lambda\}_1 - 1)$ , где  $l$  — длина свободного пробега молекул. Следовательно, с увеличением скорости набегающего сверхзвукового потока ( $\{\lambda\}_1 \rightarrow \lambda_{\max} = [(\{\gamma\} + 1)/(\{\gamma\} - 1)]^{1/2}$ ,  $\{\gamma\}$  — показатель адиабаты) нарушается предположение механики сплошной среды:  $\{\delta\}/l \gg 1$ , и для анализа структуры ударной волны необходимо пользоваться уравнениями, описывающими *разреженных газов динамику*.

В общем случае интегрирование уравнений динамики вязкой жидкости представляет собой сложную математическую задачу и может быть проведено только численно. Разработанные методы численного анализа позволяют решать задачу об обтекании тела при таких *Рейнольдса числах*, когда силы трения и инерции имеют одинаковый порядок во всём поле течения; при этом проведение расчётов сопряжено с очень большими затратами машинного времени. Однако в предельных случаях малых ( $Re \rightarrow 0$ ) и больших ( $Re \rightarrow \infty$ ) чисел Рейнольдса исследование **В. ж. т.** можно значительно упростить. В первом случае, который соответствует, например, движению сильновязких жидкостей, силы внутреннего трения значительно больше инерционных сил, и в результате соответствующих упрощений приходим к более простым *Освена уравнениям*. При больших числах Рейнольдса силы трения в основной части потока пренебрежимо малы и становятся соизмеримыми с инерционными силами лишь в тонком пристеночном (пограничном) слое жидкости. В этом случае задача об обтекании тела потоком вязкой жидкости распадается на две самостоятельные задачи: задачу об обтекании тела потоком идеальной жидкости, описываемую *Эйлера уравнениями*, и задачу о расчёте течения вязкой жидкости в пограничном слое, описываемую уравнениями Прандтля. Поскольку движение самолётов и других летательных аппаратов происходят, как правило, при больших числах Рейнольдса, то этот подход позволяет успешно решать многие практические вопросы, связанные с расчётом *аэродинамических характеристик* и *аэродинамического нагрева* летательного аппарата.

*Лит.:* Кочин Н. Е., Кибель И. А., Розе Н. В., Теоретическая гидромеханика, 4 изд., т. 1, 2, Л.—М., 1948—63; Бэтчелор Дж., Введение в динамику жидкости, пер. с англ., М., 1973; Лойцянский Л. Г., Механика жидкости и газа, 6 изд., М., 1987.

В. А. Башкин.

Рис. 1. Распределение скоростей жидкости в течении. Куэтта в зависимости от значения параметре  $p$ .

Рис. 2. Изменение приведённой скорости  $\{\{\lambda\}\} = u/\{\{\alpha\}\}_1$ , одномерного потока вязкого сжимаемого газа с начальными параметрами:  $\{\{\gamma\}\} = 1,4$ ; число Прандтля  $Pr = 3/4$ ;  $\{\{\lambda\}\}_1 = 2,0$  при прохождении через прямую ударную волну;  $\{\{\xi\}\}$  — продольная координата в условных единицах.

**Гаагская конвенция 1970** о борьбе с незаконным захватом воздушных судов. Участниками конвенции по состоянию на 1990 являлись 142 государства (СССР с 1970). **Г. к. 1970** заключена в целях предотвращения актов незаконного захвата воздушных судов, принятия соответствующих мер для наказания преступников. Конвенция считает лицо, находящееся на борту судна во время его полёта, совершившим преступление, если оно захватило воздушное судно путём насилия, угрозы или запугивания, либо осуществило контроль над таким судном, либо пыталось совершить такое действие, либо было соучастником лица, его совершившего (ст. 1). Государства — участники **Г. к. 1970** обязуются принимать в отношении лиц, совершивших такие преступления, суровые меры наказания.

Конвенция предусматривает правила, при которых государства-участники могут устанавливать свою юрисдикцию над таким преступлением и любыми другими актами насилия в отношении пассажиров или экипажа, совершёнными предполагаемым преступником. Процессуальные меры, которые могут принимать государства (заключение под стражу, предварительное расследование фактов, обеспечение контакта задержанного лица с представителем государства его гражданства, уведомление государства регистрации и других государств о факте и причинах задержания и другие), во многом аналогичны соответствующим нормам Токийской конвенции 1963.

Важное значение имеет статья 7 конвенции, предусматривающая, что государство — ее участник, на территории которого оказался предполагаемый преступник, в случае, если оно не выдаёт такого преступника другому государству, обязано без каких-либо исключений и независимо от того, на какой территории совершено преступление, передать дело своим компетентным органам для уголовного преследования. Эти органы принимают решение по делу в соответствии с законом своего государства. **Г. к. 1970** устанавливает неотвратимость выдачи преступника или его наказания, когда любое из действий, упомянутых в статье 1, совершено или близко к совершению, государства принимают все надлежащие меры для восстановления или сохранения контроля законного командира над воздушным судном. Пассажирам и экипажу должно быть оказано содействие в скорейшем продолжении следования к месту назначения, а воздушное судно и груз должны быть возвращены законным владельцам.

**Г. к. 1970** применяется только в том случае, если место взлёта или фактической посадки воздушного судна находится вне пределов государства его регистрации (в противном случае применяется национальное законодательство).

Квалификация акта «незаконный захват» в качестве преступления, согласно положениям конвенции, ограничена периодом нахождения воздушного судна в полёте (то есть с момента закрытия всех внешних дверей воздушного судна после погрузки до момента открытия любой из таких дверей для выгрузки). В случае вынужденной посадки считается, что полёт происходит до тех пор, пока компетентные власти не примут на себя ответственность за воздушное судно и за лиц и имущество, находящихся на борту.

*Лит.:* Международное воздушное право, кн. 1, М. 1980.

Ю. Н. Малеев.

**Гаагский протокол 1955** — см. в статье *Варшавская конвенция 1929*.

**габаритные размеры** самолёта, вертолётa — предельные значения длины и высоты, полного размаха крыла (у самолёта), диаметра несущего винта (у вертолётa) и т. п. (см. рис. 1, 2). **Г. р.** летательного аппарата определяют необходимые размеры производственных помещений, ангаров, площадок для стоянки на открытом воздухе и т. д.

Рис. 1. Габаритные размеры самолёта:  $l_c$  — длина;  $H_c$  — высота;  $l_{кр}$  — размах крыла.

Рис. 2. Габаритные размеры вертолётa:  $l_1$  — длина вертолётa с вращающимися винтами;  $l_2$  — длина вертолётa со снятыми винтами;  $H$  — высота вертолётa с вращающимся рулевым винтом;  $h$  — высота вертолётa;  $B$  — ширина вертолётa;  $D$  — диаметр несущего винта,

**Гаврилов** Сергей Алексеевич (1914—1983) — советский конструктор авиационных двигателей, доктор технических наук (1978), Герой Социалистического Труда (1975). Окончил Рыбинский авиационный институт (1940). Работал в КБ на авиамоторных заводах в Рыбинске и Уфе. Участвовал в разработке и организации серийного производства первых реактивных двигателей. С 1962 главный конструктор опытно-конструкторского бюро. Под его руководством создан ряд авиадвигателей оригинальной конструкции для самолётov А. И. Микояна, П. О. Сухого и др. Государственная премия СССР (1977). Награждён 2 орденами Ленина, орденом Отечества, войны 2-й степени, 3 орденами Трудового Красного Знамени, орденами Дружбы Народов, «Знак Почёта», медалями.

**С. А. Гаврилов.**

**Гагарин** Юрий Алексеевич (1934—1966) — советский лётчик, полковник, лётчик-космонавт СССР (1961), Герой Советского Союза (1961). Первый человек, совершивший полёт в космос. Окончил 1-е Чкаловское военное авиационное училище лётчиков (1957), Военно-воздушную инженерную академию имени профессора Н. Е. Жуковского (1968). 12 апреля 1961 совершил полёт в космос на космическом корабле «Восток», облетев земной шар за 1 ч 48 мин. Золотая медаль имени К. Э. Циолковского АН СССР, золотая авиационная медаль Международной авиационной федерации, медаль А. де Лаво. Депутат Верховного Совета СССР в 1962—1968. Награждён орденом Ленина, а также, высшими наградами ряда зарубежных государств. Погиб во время тренировочного полёта на самолёте. Его именем назван город Смоленской области. Имя Г. носят Военно-воздушная академия, Центр подготовки космонавтов, авиационный завод в Комсомольске-на-Амуре, учебные заведения, улицы и площади многие городов мира. В честь Г. Международной авиационной федерацией учреждена медаль (см. *Награды ФАИ*). В Москве, Гагарине (бывший Гжатск), Звёздном городке, в Софии и других городах — памятники. Именем Г. назван кратер на обратной стороне Луны. Урна с прахом в Кремлевской стене.

*Лит.:* Борзенко С. А., Денисов Н. Н., Первый космонавт, М. 1969; Титов Г. С., Первый космонавт планеты, М., 1971; Гагарин В. А., Мой брат Юрий, 2 изд., М., 1979.

**Ю. А. Гагарин.**

**газовая динамика** — раздел *аэродинамики*, в котором изучаются закономерности движения газов, а также механическое и тепловое взаимодействие между газом и движущимися в нём телами. Зарождение и развитие Г. д. происходило под непосредственным воздействием запросов практики в связи созданием самолётov, движущихся с большими дозвуковыми и сверхзвуковыми скоростями, воздушно-реактивных двигателей и ракетной техники. Специфика используемых методов экспериментальных исследований и математических уравнений Г. д. и методов их решения, а также широкий круг прикладных задач привели к выделению Г. д. в самостоятельную область механики и прикладной математики. При этом в Г. д. выделяются 2 класса задач: так называемые задачи внешней аэродинамики, когда движение газа происходит в неограниченном пространстве, и так называемые задачи внутренней аэродинамики, когда движение газа происходит в ограниченном пространстве. Движение газа описывается системой дифференциальных уравнений в частных производных, выражающих собой *сохранения законы*

(массы, импульса и энергии); замыкается система уравнением состояния, которое связывает между собой плотность  $\{\rho\}$ , давление  $p$  и температуру  $T$ , и зависимостями теплофизических свойств среды от температуры и давления. Во многих задачах Г. д. газ находится вдали от точки конденсации (очень низкие температуры) и от областей диссоциации и ионизации (очень высокие температуры). В этих задачах обычно используется модель *совершенного газа*, который подчиняется уравнению состояния Клапейрона  $p = \{\rho\}RT$ , где  $R$  — газовая постоянная, и имеет постоянные удельные теплоёмкости. Система уравнений Г. д. в общем виде очень сложна даже для численного анализа, поэтому важное значение в Г. д. имеет эксперимент, для чего создаются *аэродинамические трубы* и специальные стенды. Условия динамического и теплового подобия при испытаниях моделей, геометрически подобных натурным объектам, обеспечиваются соблюдением равенства значений в условиях эксплуатации объекта и при *моделировании* соответствующих подобия критериев: Рейнольдса числа  $Re$ , Маха числа  $M$  и т. п.

Л. Прандтль ещё в 1904 показал, что в типичных гидро- и газодинамических задачах, для которых число Рейнольдса велико ( $Re \gg 1$ ), области влияния вязкости и теплопроводности ограничены тонкими пограничными слоями, толщиной примерно на два порядка меньшей характерных размеров обтекаемого тела, а вне этих слоев протекает основная масса газа, где влиянием вязкости и теплопроводности можно пренебречь. Иными словами, задача об обтекании тела потоком вязкой среды разбивается на две самостоятельные задачи: расчёт поля течения идеального газа (рассматриваемого как сжимаемая жидкость) на основе *Эйлера уравнений* и расчёт течения вязкого газа в пограничном слое на основе уравнений Прандтля.

Для установившегося потока идеального сжимаемого баротропного газа в отсутствие массовых сил дифференциальные уравнения Эйлера приводят к *Бернулли уравнению*

$$\{\{формула\}\}$$

которое выполняется вдоль *линии тока*. Здесь  $V$  — модуль вектора скорости,  $V_m$  — *максимальная скорость* в газе. Если течение является потенциальным, то есть,  $\mathbf{V} = \text{grad}\{\{\varphi\}\}$ , где  $\{\{\varphi\}\}$  — *потенциал скорости*, то постоянная Бернулли принимает одно и то же значение для всего поля течения. Кроме того, из уравнения энергии следует интеграл вдоль линии тока

$$h + V^2/2 = H,$$

где  $h$  — энтальпия,  $H$  — энтальпия торможения (см. *Торможения параметры*). Для безвихревого течения решение конкретной задачи Г. д. при заданных граничных условиях сводится к отысканию  $\{\{\varphi\}\}$ , поведение которого в случае плоского установившегося движения описывается уравнением

$$\{\{формула\}\}$$

где  $a = dp/d\{\rho\}$  — *скорость звука*,  $u, v$  — компоненты вектора скорости, параллельные осям декартовой системы координат  $x, y$ . Получить решение этого уравнения в общем виде практически невозможно, однако в некоторых случаях оно сводится к уравнениям, методы решения которых достаточно хорошо разработаны. Так, при малых дозвуковых скоростях ( $u \ll a, v \ll a$ ) это уравнение переходит в уравнение Лапласа ( $\{\{\Delta\varphi\}\} = 0$ ), описывающее течение несжимаемой жидкости. При дозвуковых скоростях ( $u < a, v < a$ ) выражения в скобках имеют положительные знак и уравнение эллиптического типа. При сверхзвуковых скоростях ( $u > a$  или  $v > a$ ) выражения в скобках отрицательны и уравнение гиперболического типа. Особенно сложными для математического исследования являются смешанные течения, в которых имеются дозвуковые и сверхзвуковые области (см. *Трансзвуковое течение*).

Сложность решения приведённого выше уравнения для потенциала скорости заключается в его нелинейности. Однако в 1904 С. А. Чаплыгин предложил метод решения в плоскости годографа (см. *Годографа метод*). При этом уравнение становится линейным, и для его решения можно воспользоваться хорошо развитой теорией аналитических функций. Чаплыгин получил приближенное аналитическое решение задачи о струйном дозвуковом обтекании тела, которое

лишь во второй половине 30-х гг, было модифицировано применительно к безотрывному обтеканию авиационного крылового профиля *С. А. Христиановичем* и *Л. И. Седовым*.

Характерной особенностью *сверхзвуковых течений* является существование стационарных волн давления. Если соседствуют две области с разным давлением ( $p_2 > p_1$ ), то в область повышенного давления распространяются *волны разрежения*, а в область пониженного — *волны сжатия*. В адиабатической среде волны разрежения со временем растягиваются, оставаясь плавными, а крутизна волн сжатия быстро нарастает, так что их стационарной формой является ударная волна (скачок уплотнения). Скорость распространения ударных волн тем выше, чем больше перепад давлений. В прямом скачке уплотнения направление потока не изменяется; в плоском косом скачке поток отклоняется. Если угол отклонения потока превышает некоторый предельный  $\{\theta\}_{\max}(M)$ , то плоский косой скачок невозможен (фронт волны становится криволинейным). Изменение газодинамических переменных в ударной волне описывается *Гюгоньо адиабатой*. Теория ударных волн — важный раздел Г. д.

Типичным примером течения с образованием волн разрежения может служить обтекание выпуклого угла сверхзвуковым потоком газа — *Прандтля — Майера течение*. Это течение описывается простыми аналитическими формулами, которые широко применяются на практике для расчёта сверхзвукового обтекания крыла, криволинейной стенки, косого среза сопла Лаваля и т. п.

Теория ударных волн используется при проектировании *воздухозаборников*. Так, например, в плоском воздухозаборнике с центральным телом, имеющем так называемую полигональную поверхность, сверхзвуковой поток тормозится в системе последовательно расположенных косых скачков уплотнения, замыкаемой несильным прямым скачком; суммарное значение коэффициента *восстановления полного давления*  $\nu = \nu_1 * \nu_2 * \dots * \nu_n$  достигает максимума (минимум потерь) при условии, что все косые скачки уплотнения имеют равную интенсивность ( $\nu_1 = \nu_2 = \dots = \nu_{n-1}$ ), а интенсивность замыкающего прямого скачка почти не отличается от интенсивности косого ( $\nu_n \{\approx\} \nu_1$ ). Увеличение числа  $n$  косых скачков приводит к возрастанию  $\nu$ . Устремляя число косых скачков к бесконечности, то есть, заменяя полигональную поверхность центрального тела криволинейной, можно увеличить  $\nu$ ; при этом на части криволинейного участка торможение потока будет изэнтропическим, а потери *полного давления* будут определяться интенсивностью замыкающего скачка уплотнения.

При расчёте сложных сверхзвуковых течений используется тот факт, что характеристиками гиперболических уравнений движения являются волны Маха (см. *Маха конус*). Используя сетку волн Маха в сочетании с ударными волнами, удалось создать графические и числовые методы расчёта сложных сверхзвуковых течений (в соплах, струях, при обтекании тел). Разработаны аналитические методы, основанные на линеаризации потенциала скорости или возмущений скорости (для тонких тел на малых углах атаки).

Если *поле течения* невязкого газа найдено, то появляется возможность проинтегрировать уравнения пограничного слоя и рассчитать распределения напряжений трения и теплового потока на обтекаемой поверхности тела, что, в свою очередь, позволяет определить *сопротивление трения* и температурный режим поверхности тела. Как известно, при больших положительных градиентах давления происходит *отрыв пограничного слоя*. Например, если поток проходит сквозь ударную волну, падающую на тело, то может возникнуть отрыв пограничного слоя, приводящий к возникновению дополнительных ударных волн, то есть имеет место «сильное» взаимодействие пограничного слоя и внешнего невязкого потока, что является предметом специального изучения в прикладной Г. д.

Для анализа многие стационарных задач внутренней аэродинамики успешно используются одномерные уравнения сохранения массы, импульса и энергии, записанные в интегральной форме для элементарной трубки тока, в каждом поперечном сечении которой газодинамические переменные потока принимаются постоянными. Если рассмотреть некоторый участок

элементарной струйки между двумя нормальными к поверхности тока сечениями 1 и 2, то эти уравнения примут вид:  $G = \{\{\rho\}\}VF = \text{const}$ ,

$$P\{\{\alpha\}\} = G(V\{\{\alpha\}\}_2 - V\{\{\alpha\}\}_1), \{\{\alpha\}\} = x, y, z,$$

$\{\{\text{формула}\}\}$

где  $F$  — площадь поперечного сечения трубки тока,  $x, y, z$  — декартовы оси координат,  $P$  — равнодействующая всех сил, приложенных к замкнутому контуру,  $G$  — массовый расход,  $L$  — механическая работа (насоса, компрессора, турбины и т. д.),  $L_{\text{тр}}$  — работа сил трения на рассматриваемом участке. Входящий в уравнение энергии интеграл представляет собой работу, затраченную на проталкивание газа, а его значение зависит от характера термодинамического процесса при движении газа. Приведённое уравнение энергии записано в механической форме и часто называется обобщённым уравнением Бернулли; его можно также записать в «тепловой» форме:

$$Q-L = H_2 - H_1,$$

где  $Q$  — подведенное к единице массы газа количество теплоты. При анализе работы газовых машин (турбин и т. п.) наряду с указанными уравнениями используется также уравнение сохранения момента количества движения относительно оси вращения:

$$N = G(V_{u2}r_2 - V_{u1}r_1),$$

где  $N$  — сумма моментов всех сил, приложенных к замкнутому контуру,  $V_u$  — окружная составляющая вектора скорости,  $r$  — расстояние от оси вращения. Эта система уравнений позволяет понять особенности течения газа и провести газодинамический расчёт газопроводов, эжекторов, элементов реактивного двигателя, лопаточных машин и других устройств. Следует отметить, что аналогичный подход к решению прикладных задач лежит в основе обычной гидравлики, поэтому Г. д. элементарной струйки иногда называют «газовой гидравликой».

Одна из важнейших проблем прикладной внутренней аэродинамики — получение сверхзвукового потока в технических устройствах различного рода: аэродинамических трубах, соплах реактивных двигателей и т. п. Для анализа особенностей течения газа, в частности изменения скорости потока при наличии воздействий разного рода, удобно использовать следующие дифференциальное соотношение:

$\{\{\text{формула}\}\}$

Здесь  $M$  — местное число Маха,  $\{\{\gamma\}\}$  — показатель адиабаты. «Замораживая» все воздействия, кроме анализируемого, можно установить его влияние на скорость течения; при этом каждое воздействие меняет знак на обратный при переходе скорости потока через значение  $M = 1$ . В качестве примера рассмотрим влияние сил трения на развитие адиабатического течения в трубе постоянного сечения с непроницаемыми стенками ( $G = \text{const}$ ,  $F = \text{const}$ ,  $L_{\text{тр}} \{\{\neq\}\} \text{const}$ ,  $L = Q = 0$ ). Поскольку работа сил трения всегда положительна ( $dL_{\text{тр}} > 0$ ), то под действием сил трения дозвуковой поток ускоряется ( $dV > 0$ ), а сверхзвуковой замедляется ( $dV < 0$ ); непрерывный переход через скорость звука невозможен. Если в начальном сечении трубы диаметром  $D$  скорость потока дозвуковая ( $M_1 < 1$ ), то в зависимости от приведённой длины трубы  $\{\{l\}\} = l/D$  ( $l$  — длина трубы) возможны три случая: а) при  $\{\{l\}\} < \{\{l\}\}_{\text{кр}}$  ( $\{\{l\}\}_{\text{кр}}$  — длина, на которой скорость потока становится равной скорости звука) в выходном сечении трубы поток дозвуковой ( $M_2 < 1$ ); б) при  $\{\{l\}\} = \{\{l\}\}_{\text{кр}}$ , в выходном сечении достигается критическая скорость ( $M_2 = 1$ ) и реализуется течение с максимальным расходом; в) при  $\{\{l\}\} > \{\{l\}\}_{\text{кр}}$  течение газа с заданным начальным значением  $M_1$  реализоваться не может. Для сверхзвукового потока ( $M_1 > 1$ ) возможны следующие режимы: а) при  $\{\{l\}\} < \{\{l\}\}_{\text{кр}}$  в выходном сечении трубы имеет место сверхзвуковая скорость ( $M_2 > 1$ ); б) при  $\{\{l\}\} = \{\{l\}\}_{\text{кр}}$  в выходном сечении скорость потока равна критической ( $M_2 = 1$ ); в) при  $\{\{l\}\} > \{\{l\}\}_{\text{кр}}$  плавное торможение сверхзвукового потока на всём протяжении трубы

невозможно и в некотором сечении возникает прямой скачок уплотнения, за которым устанавливается ускоренное дозвуковое течение; местоположение скачка уплотнения определяется из условия, что в выходном сечении скорость потока равна критической. Аналогичная картина имеет место при однозначном воздействии других величин, например, влияние неадиабатичности течения ( $dQ \neq 0$ ,  $dF = dG = dL = dL_{тр} = 0$ ). Дозвуковой поток в трубе за счет подвода теплоты можно разогнать до критической скорости, но нельзя перевести в область сверхзвукового течения. При этом подвод теплоты приводит к уменьшению полного давления в выходном сечении трубы, то есть к появлению так называемого теплового сопротивления (при  $M \leq 1$   $p_{02}/p_{01} > 0,79$  для газа с показателем адиабаты  $\gamma = 1,4$ ; при  $M \rightarrow \infty$   $p_{02}/p_{01} \rightarrow 0$ ; индекс «0» относится к параметрам заторможенного газа).

Таким образом при однозначном воздействии на поток газа в трубе нельзя непрерывным образом перевести его из дозвукового в сверхзвуковой, но этого можно достичь изменением знака воздействия при достижении критической скорости. Принципиально возможны четыре схемы сверхзвукового сопла. **Геометрическое сопло:** *Лавалы сопло*, в дозвуковой части которого ускорение потока осуществляется путём сужения канала ( $dF < 0$ ); за критическим сечением ( $M = 1$ ) площадь канала увеличивается ( $dF > 0$ ) с целью получения сверхзвукового потока и его дальнейшего ускорения. Этот принцип построения сверхзвукового сопла наиболее часто используется в практических приложениях. **Расходное сопло:**  $dG \neq 0$ ,  $dF = dL = dL_{тр} = dQ = 0$ ; ускорение потока ( $dV > 0$ ) происходит здесь за счёт подвода дополнительной массы газа в дозвуковой части канала и отсоса газа в сверхзвуковые его части. В критическом сечении расход газа и плотность тока имеют максимум. **Механическое сопло:**  $dL \neq 0$ ,  $dF = dG = dL_{тр} = dQ = 0$ ; оно должно состоять из последовательно включённых турбины, где дозвуковой поток газа ускоряется до критической скорости, и компрессора, в котором происходит ускорение сверхзвукового потока. В механическом сопле в его критическом сечении параметры торможения имеют минимум. **Тепловое сопло:** (пока ещё не осуществлено):  $dQ \neq 0$ ,  $dF = dG = dL_{тр} = dL = 0$ ; в дозвуковой части сопла разгон потока вызывается подводом теплоты ( $dQ > 0$ ), а в сверхзвуковой части сопла — её отводом ( $dQ < 0$ ). Помимо четырёх описанных схем сверхзвуков сопла принципиально возможны комбинированные схемы, например, полутепловое сопло, в котором дозвуковой участок является тепловым, а сверхзвуковой — геометрическим. Особенности течения газа в соплах различных типов и их характеристики могут быть проанализированы с помощью приведённых выше уравнений.

На основе одномерных уравнений Г. д. проводится также газодинамический расчёт отдельных элементов воздушно-реактивного двигателя. Так, например, для адиабатического ( $Q = 0$ ) течения идеального совершенного газа ( $L_{тр} = 0$ ) из уравнения энергии следует формула для расчёта работы, совершаемой 1 кг газа в *лопаточных машинах*:

$\{\{ \text{формула} \} \}$

где индексы «1» и «2» относятся к сечениям перед и за машиной соответственно. При равных перепадах давления работа пропорциональна *температуре торможения*  $T_{01}$  перед машиной. Если холодный газ сжать в компрессоре, а перед его расширением в турбине осуществить подвод теплоты путём сжигания топлива, то турбина разовьёт большую работу, чем затратил компрессор, и избыток работы можно передать на воздушный винт, тянущий самолёт (ТВД), или электрогенератор. Если турбина вращает только компрессор, то оставшийся за турбиной избыток давления можно использовать для получения скорости истечения струи газа, превышающей скорость полета, что, согласно уравнению импульсов, создаёт реактивную силу (ТРД).

В большинстве задач внутренней аэродинамики течение газа носит достаточно сложный пространственный характер (наличие отрыва потока, взаимодействие пограничного слоя со скачками уплотнения и т. п.), и, естественно, уравнения одномерной Г. д. не могут дать полного ответа на вопрос о структуре и локальных особенностях течения газа в различных технических устройствах и их отдельных элементах. Более детальный анализ картины течения может быть

проведён путём численного интегрирования дифференциальных уравнений Г. д., а также путём экспериментальных исследований.

Лит.: Черный Г. Г., Течения газа с большой сверхзвуковой скоростью, М., 1959; Кочин Н. Е., Кибель И. А., Розе И. В., Теоретическая гидромеханика, 4 изд., ч. 1—2, Л. — М., 1948—1963; Седов Л. И., Плоские задачи гидродинамики и аэродинамики. 3 изд., М., 1980; Абрамович Г. Н., Прикладная газовая динамика, 5 изд., ч. 1—2, М., 1991.

Г. Н. Абрамович.

**газогенератор** — 1) часть газотурбинного двигателя, состоящая из последовательно расположенных осевого или центробежного компрессора, камеры сгорания и газовой турбины, приводящей компрессор (рис. 1). Термин «Г.» появился в связи с внедрением в авиастроение *турбореактивных двухконтурных двигателей*. Эти двигатели имеют двух- или трёхзальную схему. В первом случае Г. называется каскад высокого давления, во втором — каскад высокого и среднего давления. Рабочий процесс в Г. осуществляется при наибольших значениях давления, термических и механических нагрузок. Большая часть прочностных и газодинамических проблем, возникающих при создании газотурбинного двигателя, связана с Г., поэтому опережающая экспериментальная отработка Г. может сократить сроки создания и доводки газотурбинного двигателя. Однотипность конструктивной схемы Г. для газотурбинных двигателей различных принципиальных схем (турбореактивных двигателей, турбореактивных двухконтурных двигателей, турбовинтовых двигателей) позволяет создавать семейства двигателей различных типов и назначения на основе базовой конструкции Г. (рис. 2), причём максимальные и минимальные значения тяги (мощности) двигателей одного семейства могут отличаться в несколько раз. Такой метод создания двигателей находит широкое практическое применение. Наряду с термогазодинамическими параметрами рабочего процесса важным конструктивным показателем Г., характеризующим размеры проточной части и определяющим тягу (мощность) базируемых на его основе газотурбинного двигателя, является размерность Г., представляющая собой приведённый расход воздуха в выходном сечении компрессора:  $\{G_0\}$ , где  $G_0$  — максимальный приведенный расход во входном сечении компрессора,  $\{\square\}_k$  — максимальное значение степени повышения давления в компрессоре. Наименьшее значение  $\{G_{0\text{вых}}\}$  имеют Г. вертолётных газотурбинных двигателей и турбовинтовых двигателей лёгких самолётов:  $\{G_{0\text{вых}}\} = 0,2—2,5$  кг/с. У Г. современных турбореактивных двухконтурных двигателей для до- и сверхзвуковых самолётов  $\{G_{0\text{вых}}\} = 2—9$  кг/с. В Г. одноконтурных турбореактивных двигателей  $\{G_{0\text{вых}}\}$  достигает 35 кг/с. Необходимая тяга (мощность) газотурбинных двигателей получается сочетанием базового Г. с турбовентилятором (турбокомпрессором), имеющим соответствующие значения расхода воздуха и степени повышения давления в вентиляторе (компрессоре низкого давления), или со свободной турбиной (для турбовального газотурбинного двигателя). Конструкция базового Г. должна быть рассчитана на различные значения давления и температуры рабочего тела в различных газотурбинных двигателях.

2) Часть турбонасосного агрегата (турбонасосный агрегат) жидкостного ракетного двигателя — устройство, в камере которого в результате реакций окисления (двухкомпонентное топливо) или разложения (однокомпонентное топливо) вырабатывается горячий газ (температура 200—900 °C), являющийся рабочим телом для привода турбины турбонасосного агрегата, насосы которого обеспечивают подачу топлива в камеру сгорания жидкостного ракетного двигателя. Для наддува топливных баков, работы системы управления.

М. М. Цховребов.

Рис. 1. Схема газогенератора: 1 — компрессор; 2 — камера сгорания; 3 — турбина.

Рис. 2. Семейство двигателей на основе базового газогенератора; 1 — базовый газогенератор; 2 — ТРДФ, относительная тяга на взлётном режиме  $\{P\} = 1$ ; 3 — ТРДЦФ,  $\{P\} = 3$ ; 4 — ТРДДФ (форсажная камера в наружном контуре),  $\{P\} = 5$ ; 5 — ТРДД,  $\{P\} = 3$ ; 6 — ТВД,  $\{P\} = 4$

(заштрихованы каскады низкого давления двигателя; голубые области соответствуют базовому газогенератору).

**газодинамическое управление летательным аппаратом** — создание управляющих сил и моментов для изменения (или сохранения) пространственного положения летательного аппарата с помощью реактивных струй. Методы и средства **Г. у.** разнообразны. В ракетной и космической технике широко применяются реактивные системы ориентации и стабилизации летательного аппарата с разнесёнными относительно его центра масс неподвижными реактивными двигателями, а также поворотные двигатели и другие способы отклонения реактивной струи (например, с помощью газовых рулей — поворотных пластин из огнеупорного материала, установленных на выходе из сопла) для управления траекторией движения летательного аппарата. В авиации *управление вектором тяги* основного двигателя является одним из способов осуществления вертикального взлёта и посадки самолёта, но оно может также использоваться и для управления полётом манёвренных самолётов (самолётов вертикального взлёта и посадки и обычных) наряду с аэродинамическими *органами управления*.

На самолёт вертикального взлёта и посадки система **Г. у.** обеспечивает стабилизацию и управление летательным аппаратом на вертикальных режимах и на малых скоростях полёта, когда аэродинамические силы отсутствуют или малы. В этих целях могут, например, использоваться **струйные рули** — сопла, установленные на концах крыла и фюзеляжа, из которых истекает сжатый воздух, отбираемый от компрессора двигателя (см. рис.). В горизонтальном полёте с большой скоростью управление и стабилизация самолёт вертикального взлёта и посадки осуществляются аэродинамическими поверхностями. Другим примером летательного аппарата, оснащённого органами аэродинамического и **Г. у.**, являются воздушно-космические аппараты типа крылатого орбитального корабля многократного использования «Буран» (на нём **Г. у.** включается на орбите и при спуске в верхних слоях атмосферы). Предполагается применение **Г. у.** и на винтокрылых летательных аппаратах. В 80-х гг. на экспериментальных образцах испытана струйная система путевого управления вертолётном, заменяющая рулевой винт.

Система газодинамического управления самолета с вертикальным взлетом и посадкой Бритиш аэроспейс «Харриер» : 1 — подъёмно-маршевый двигатель; 2 — трубопроводы подвода сжатого воздуха; 3, 6 — сопла управления креном самолета; 4 — сопло управления рысканием; 5, 7 — сопла управления тангажом.

**газообразное топливо** — различные газообразные вещества, окисление которых сопровождается значительным выделением теплоты. **Г. т.** обладает рядом преимуществ перед жидкими и твёрдыми топливами. При сжигании газов не образуется золы. Основной недостаток **Г. т.** — малая плотность. К **Г. т.** относятся водород, лёгкие углеводороды (метан, пропан, бутан и др.), природный и попутный нефтяной газы и другие смеси в основном углеводородных газов. **Г. т.** значительно различаются по свойствам и теплотехническим характеристикам. Сжиженные водород, индивидуальные углеводороды (метан, пропан), природный и попутный нефтяной газы рассматриваются как возможные топлива для авиационных силовых установок.

**газотурбинный двигатель** (ГТД) — тепловая машина, предназначенная для преобразования энергии сгорания топлива в кинетическую энергию реактивной струи и (или) в механическую работу на валу двигателя, основными элементами которой являются *компрессор, камера сгорания* и газовая *турбина*. Рабочее тело (воздух) сжимается в компрессоре и после подвода теплоты расширяется в газовой турбине, отдавая ей часть энергии, необходимую для привода компрессора. Основная часть энергии нагретых газов используется для получения с помощью той же или дополнительной турбины полезной механической работы на валу двигателя, например, для вращения воздушного или несущего винта (*турбовинтовой двигатель, турбовальный двигатель*), или для увеличения кинетической энергии газов, создающих реактивную тягу (*турбореактивный двигатель*). Если нужно получить ещё большую тягу, применяют вторичный подогрев этих газов в *форсажных камерах сгорания* для увеличения скорости истечения газов.

Авиационные ГТД имеют высокие технические показатели. Степень повышения давления в компрессорах достигает 30, а температура газов перед турбиной 1650 К и выше. Эффективный коэффициент полезного действия у лучших двигателей составляет в дозвуковом полёте 40—43 %, а при больших сверхзвуковых скоростях (*Маха числа* полёта  $M = 2,5—3$ ) превышает 50%. Стартовая мощность турбовинтовых и турбовальных ГТД 100—10000 кВт, а стартовая тяга реактивных газотурбинных двигателей от несколько кН до 300 кН. Авиационные ГТД развивают на 1 кг массы в стартовых условиях 5—7 кВт мощности и 50—80 Н реактивной тяги (последнее значение — при использовании форсажных камер).

Начало применения газотурбинных двигателей в авиации относится к 1944. В 50—60-х гг. ГТД стал основным типом авиационного двигателя. ГТД применяются также на других видах транспортных аппаратов (автомобили, корабли и др.) и в различных установках (передвижные электростанции, агрегаты газоперекачки и др.). Часто для этих целей используются специальные модификации авиационных ГТД с пониженными параметрами.

*Лит.:* Теория воздушно-реактивных двигателей, под ред. С. М. Шляхтенко, М., 1975.

*В. А. Сосунов.*

**гайдроп** (английское *guide rope*, буквально — направляющий канат) — толстый длинный канат, используемый при посадке *дирижаблей* (не имеющих движителей с изменяемым вектором тяги), спортивных *аэростатов* (наполненных водородом или светильным газом), *стратостатов* и *субстратостатов* некоторых видов. На дирижаблях, взлетавших без затяжеления (то есть только вследствие аэростатической подъёмной силы), Г. сбрасывался при посадке на минимальной скорости полёта с высоты 50—100 м для приёма его стартовой командой. Посадка дирижабля с использованием Г. требовала большого числа людей и занимала много времени. После подтягивания дирижабля за Г. стартовая команда за поручни принимала гондолу на руки. Затем дирижабль, удерживаемый за поясные стропы и гондолу, загружался *балластом* и устанавливался на причальной *мачте* или заводился в *элинг*.

При полётах спортивных аэростатов, субстратостатов и стратостатов с оболочками из прорезиненных материалов Г. служит для смягчения посадки (уменьшает скорость снижения) и автоматического регулирования высоты при низком полёте, когда часть спущенного Г. волочится по земле (при этом уменьшается также скорость дрейфа, см. рис.).

В нижний конец Г. заделывается стальной трос длиной 10 м, диаметр которого (в зависимости от прочности Г.) составляет от 6 до 10 мм. При посадке спортивных тепловых аэростатов, дрейфующих аэростатов и стратостатов с плёночными оболочками Г. не применяется.

**Ход аэростата на гайдропе.**

**гак** — см. *Тормозной крюк*.

**Гаккель** Яков Модестович (1874—1945) — русский советский учёный и конструктор в области самолетостроения и тепловозостроения, заслуженный деятель науки и техники РСФСР (1940). Окончил Петербургский электротехнический институт (1897). За участие в студенческих революционных организациях был сослан на 5 лет в Сибирь, где руководил постройкой и эксплуатацией одной из первых в России гидроэлектростанций (близ г. Бодайбо, на Ленских приисках). Вернувшись из ссылки, преподавал в Электротехническом институте (с 1921 профессор). С 1936 в Ленинградском институте инженеров железнодорожного транспорта. В 1909—1912 спроектировал и построил ряд оригинальных самолётов, в том числе биплан «Гаккель-III» (рис. в таблице IV), одностоечный биплан «Гаккель-IV» с двигателем мощностью 73,6 кВт, первый в России гидросамолёт-амфибию «Гаккель-V», биплан «Гаккель-VII», на втором экземпляре которого Г. В. Алехнович установил национальный рекорд высоты полёта (1350 м) и который получил большую золотую медаль на Международной воздухоплавательной выставке в Москве (1912), подкосный моноплан «Гаккель-IX» (рис. в таблице V) и др. По проекту Г. в СССР был

построен один из первых в мире мощных (735 кВт) работоспособных тепловозов. Награждён орденом Трудового Красного Знамени, медалями.

*Лит.:* Самолеты Я. М. Гаккеля, «Вестник воздушного флота», 1952, №4, с. 94—95; [Бычков В. И.](#), Самолеты Я. М. Гаккеля, в кн. Авиация в России, 2 изд., М., 1988, с. 244—250.

[Я. М. Гаккель.](#)

**«Гаккель-III»** (Г-III) — самолёт, построенный в 1910 *Я. М. Гаккелем*. Биплан (рис. в таблице IV) деревянной конструкции с фюзеляжем и хвостовым оперением. Длина самолёта 7,5 м, размах крыльев 7,5 м, их суммарная площадь 29 м<sup>2</sup>. Обтяжка крыльев и фюзеляжа из прорезиненной ткани и полотна. Для управления самолётом по крену использовалось перекашивание (гоширование) крыльев. Двигатель «Аизани» мощностью 25,7 кВт. Полётная масса 560 кг. Полёт на **Г-III**, выполненный В. Ф. Булгаковым 6 (19) июня 1910 на Гатчинском аэродроме под Петербургом, стал одним из первых в России полётов самолёта отечественной постройки.

**Галеркина — Бубнова метод** — см. в статье *Флаттер*.

**Галлай** Марк Лазаревич (р. 1914) — советский лётчик-испытатель, полковник, Герой Советского Союза (1957), заслуженный лётчик-испытатель СССР (1959), доктор технических наук (1972), писатель. Окончил Ленинградский политехнический институт (1937), школу лётчиков и курсы лётчиков-инструкторов Ленинградского аэроклуба (1936).

Участник Великой Отечественной войны. Совершил около 80 боевых вылетов. Работал в Центральном аэрогидродинамическом институте, ЛИИ и других организациях. Проводил испытания на флаттер, устойчивость и управляемость, радиолокационного оборудования, взлётно-посадочных устройств. Ведущий лётчик-испытатель самолётов МиГ-9, Ту-4, 3М, вертолётов Ми-1 и Як-100. Инструктор-методист первой группы советских лётчиков-космонавтов (1960—1961), Награждён 3 орденами Ленина, 4 орденами Красного Знамени, 2 орденами Отечественной войны 1-й степени, орденами Красной Звезды, «Знак Почёта», медалями.

*Соч.:* Через невидимые барьеры, М., 1960; Испытано в небе. М., 1963.

[М. Л. Галлай.](#)

**«Галф Эр»** (Gulf Air) — авиакомпания княжества Бахрейн. Осуществляет перевозки в страны Западной Европы, Азии, Африки, а также в США. Основана в 1950. В 1989 перевезла 3 миллиона пассажиров, *пассажирооборот* 6,02 миллиардов пассажиро-км. Авиационный парк — 24 самолёта.

**«Галфстрим аэропейс»** — см. «*Гольфстрим аэропейс*».

**гаргрот** — объёмный продольный обтекатель на фюзеляже самолёта, закрывающий проводку управления, трубопроводы и электропровода, выступающие за основные габариты фюзеляжа, и обеспечивающий удобство подхода к ним в эксплуатации.

**Гареев** Муса Гайсинович (1922—1987) — советский лётчик, полковник, дважды Герой Советского Союза (дважды 1945). В Советской Армии с 1940. Окончил военную авиационную школу (1942), Военную академию имени М. В. Фрунзе (1951), Военную академию Генштаба Вооружённых Сил СССР (1959). Участник Великой Отечественной войны. В ходе войны был лётчиком-штурмовиком, командиром звена, командиром эскадрильи штурмового авиаполка. Совершил около 250 боевых вылетов. После войны в Военно-воздушных силах. Депутат Верховного Совета СССР в 1946—1954. Награждён орденом Ленина, 3 орденами Красного Знамени, орденами Александра Невского, Богдана Хмельницкого 3-й степени, 2 орденами Отечественной войны 1-й степени, орденом Трудового Красного Знамени, 3 орденами Красной Звезды, медалями. Бронзовый бюст в поселке Ташчишма Илишевского района Башкирии.

М. Г. Гареев.

**Гарнаев** Юрий Александрович (1917—1967) — советский лётчик-испытатель, заслуженный лётчик-испытатель СССР (1966), Герой Советского Союза (1964), Окончил Энгельсскую военную авиационную школу лётчиков (1939). Участник Великой Отечественной войны. С 1951 на испытательной работе. Испытывал высотные скафандры, средства спасения лётчиков реактивных самолётов, системы дозаправки самолётов в воздухе. Проводил исследовательские полёты на вертолётах конструкции Н. И. Камова, М. Л. Миля, А. С. Яковлева. Испытал летательный аппарат вертикального взлёта и посадки типа «Турболёт» (1957), Провёл эксперимент по отстрелу лопастей на вертолёте Ми-4 (1958). Участвовал в подготовке космонавтов к полетам в условиях невесомости в специально оборудованных самолётах-лабораториях. Награждён орденами Ленина, Трудового Красного Знамена, медалями. Погиб при оказании помощи в тушении с вертолёта Ми-6 лесных пожаров во Франции. Памятник в г. Ле-Ров близ Марселя (Франция).

*Лит.:* Проверено на себе. Документы, дневники, воспоминания о Юрии Гарнаеве, 3 изд., М., 1986.

Ю. А. Гарнаев.

**«Гарретт Тербин Энджин»** (Garrett Turbine Engine Co) — двигателестроительная фирма США. Является отделением концерна «Гарретт», основанного в 1936. Современное название с 1981. Крупнейший в зарубежных странах производитель авиационных газотурбинных двигателей малой и средней мощности, разработку и производство которых ведёт с 1946. К началу 80-х гг. выпустила до 70% всех газотурбинных двигателей мощностью от 46 до 1865 кВт, произведенных в США и Западной Европе. Газотурбинные двигатели фирмы используются главным образом в авиации общего назначения и на лёгких транспортных самолётах. К основной продукции конца 80-х гг. относятся турбовинтовой двигатель ТРЕ331 (Т76), турбореактивные двухконтурные двигатели ATF3 (F104), TFE76 (F109), TFE731. Основные данные некоторых двигателей фирмы приведены в таблице.

Табл. — Двигатели фирмы «Гарретт тербин энджин»

Основные данные	ATF3-6 (F104-GA-100) (ТРДД)	7FE731-3 (ТРДД)	ТРЕ331-3 (ТВД)	TFE76 (F-109) (ТРДД)
Тяга, кН	22,5	16,5	-	5,92
Мощность, кВт	-	-	904	-
Масса, кг	430-440	335—343	161	190
Диаметр (макс.) м	0,85	0,716**	0,66	0,756
Удельный расход топлива: на взлётном режиме				

г/(кВт*ч)	-	-	267	-
кг/(Н*ч)	0,0485	0,0516	-	0,0399
на крейсерском режиме				
кг/(Н*ч)	0,08*	0,083*	-	-
Расход воздуха, кг/с	73,5	53,7	3,54	23,7
Степень повышения давления	21	14,6	10,37	20,7
Степень двухконтурн ости.	2,8	2,8	-	5
Температура газа перед турбиной, К	1448	1353	1278	1353— 1423
Применение (летательные аппараты)	Администра тивный самолёт Дассо «Фалькон» 200, патрульно- разведывате льный самолёт НУ-25	Администра тивные самолёты Дассо «Фалькон» 50, Локхид «Джетсгар» 2, Рокуэлл «Сейблайн ер» 55 и др	Пассажирск ие самолёты Бритиш азроспейс «Джетстрим " III, Фэрчайлд «Метро», «Мерлин» III и IV	Трениров очный самолёт «Джет Скволус»

\* Высота полёта  $H$ —12000 м, число Маха полёта  $M_\infty = 0,8$ . \*\* На входе.

**«Гаруда Индонезия»** (Garuda Indonesia) — национальная авиакомпания Индонезии. Осуществляет перевозки в страны Западной Европы, Африки, Азии, а также в США, Австралию и Новую Зеландию. Основана в 1950. В 1989 перевезла 7,6 миллионов пассажиров, *пассажирооборот*

14,73 миллиардов пассажиро-км. Авиационный парк — 75 самолётов.

**Гарф** Борис Арнольдович (1907—1982) — советский конструктор и воздухоплаватель, кандидат технических наук (1949). Окончил Московский авиационный институт (1930). Разрабатывал мягкие, полужёсткие и полумягкие дирижабли (В-2, В-3, В-5, В-7, «Победа», «Патриот», «Малыш»). Был необоснованно репрессирован и в 1937—1939 находился в заключении. В 1940—1942 участвовал в создании ряда планеров и самолётов. В 1942—1947 служил в воздухоплавательной части Воздушно-десантных войск, где руководил постройкой и испытаниями дирижаблей. Разработал гондолу для привязных аэростатов, используемых для подготовки парашютистов, а также герметичную гондолу для стратостата.

**Соч.:** Проектирование металлических конструкций дирижаблей, М. — Л., 1936 (совместно с В. И. Никольским).

**Б. А. Гарф.**

**гаситель колебаний** — то же, что *демпфер*.

**гаситель подъемной силы** — см. в статье *Интерцептор*.

**Гастелло** Николай Францевич (1908—1941) — советский лётчик, капитан, Герой Советского Союза (1941, посмертно). Окончил Луганскую Военную авиационную школу лётчиков (1933). Участник боёв в районе р. Халхин-Гол, советско-финляндской и Великой Отечественной войн. 26 июня 1941 во время боевого вылета снаряд попал в бензобак его самолёта, возник пожар, экипаж бомбардировщика мог воспользоваться парашютами, но Г. направил горящий самолет на скопление немецко-фашистских танков и бензоцистерн, которые взорвались вместе с самолетом. Таран наземной цели, совершённый Г. и членами его экипажа лейтенантами А. А. Бурденюком, Г. Н. Скоробогатым и старшим сержантом А. А. Калининым, стал символом бесстрашия и преданности Родине. Награждён орденом Ленина, медалью. Имя Г. носят улицы во многие городах, посёлки в Магаданской и Сахалинской областях. На месте подвига, близ Радошковичей (Беларусь), героическому экипажу установлен памятник.

**Н. Ф. Гастелло.**

**гатчинская военная авиационная школа.** 12 (25) октября 1910 на аэродроме Петербургской офицерской воздухоплавательной школы (ОВШ) в Гатчине начато обучение полетам на аэроплане офицеров-воздухоплавателей (инструктор *Г. Г. Горшков*). В 1911 при ОВШ был учрежден авиационный отдел для подготовки военных летчиков, который в июле 1914 реорганизован в **Г. в. а. ш.** Эту школу (или авиационный отдел окончили *М. С. Бабушкин, Е. Н. Крутень, Б. Н. Кудрин, Я. И. Нагурский, П. Н. Нестеров, А. В. Панкратьев, М. Т. Слепнёв, А. В. Шиуков* и другие известные летчики. 18 апреля 1918 школа реорганизована в 1-ю советскую авиационную школу.

В период Гражданской войны и военной интервенции 1918—1920 она была одной из основных баз подготовки лётных кадров советской авиации.

**Гвадалахарская конвенция 1961** — см. в статье *Варшавская конвенция 1929*.

**гелиевая труба** — *аэродинамическая труба*, рабочим газом в которой служит гелий. Получение больших *Маха чисел*  $M$  в аэродинамической трубе при использовании воздуха связано с необходимостью его подогрева для предотвращения конденсации в сопле и рабочей части. Так, при  $M = 15$  температура торможения воздуха должна быть не ниже  $2000\{\{\}\}K$ . Высокая температура потока и наличие подогревателя усложняют конструкцию трубы и технику эксперимента. Гелий имеет самую низкую температуру конденсации среди всех известных веществ ( $T = 1\ K$  при давлении  $p \{\{\approx\}\} 100\ Pa$ ) и, будучи инертным газом, безопасен в эксплуатации. При температуре торможения в форкамере  $T_0 = 293\ K$  и полном давлении в ней  $p_0 = 10\ MPa$  в трубе реализуются числа  $M \{\{\leq\}\} 30$ , тогда как в воздухе при тех же условиях

максимальное число  $M = 3,8$ . По термодинамическим свойствам гелий заметно отличается от воздуха (показатель адиабаты  $\{\{\gamma\}\}$  у гелия равен  $5/3$ , у воздуха при умеренных температурах  $1,4$ ), поэтому результаты газодинамических экспериментов в Г. т. не могут быть непосредственно перенесены на воздух. Однако Г. т. позволяют получать ценную информацию о физической картине обтекания тел гиперзвуковым потоком газа, служат для апробации различных расчётных методов, а в ряде случаев и для отработки элементов летательного аппарата.

Широкое внедрение в эксперимент и совершенствование Г. т. началось с середины 50-х гг. В Г. т. конца 80-х гг. реализуются потоки с  $M = 8—50$ . Типичная схема Г. т. аналогична схеме аэродинамической трубы кратковременного действия. Трубы с большим размером рабочей части обычно оборудуются системами регенерации гелия.

*Лит.:* Техника гиперзвуковых исследований, пер. с англ., М., 1964.

*В. Я. Безменов.*

**геликоптер** (от греческого  $h\{\{\acute{\epsilon}\}\}lix$  — спираль, винт и  $pter\{\{\acute{o}\}\}n$  — крыло) — принятое за рубежом название *вертолѐта*.

**Гельмгольц** (Helmholtz) Герман Людвиг Фердинанд (1821—1994) — немецкий физик, математик, физиолог, психолог, иностранный член-корреспондент Петербургской АН (1868). Учился в Военно-медицинском институте в Берлине. С 1849 профессор. С 1888 директор Государственного физико-технического института в Берлине. Заложил основы теории вихревого движения жидкости. Доказал основные теоремы и вывел уравнение для распределения вихрей в пространстве и во времени в движущейся идеальной жидкости. Один из основоположников теории обтекания жидкостью тел с отрывом струй (см. *Струйных течений теория*). Выдвинул принцип механического подобия.

*Соч.:* Два исследования по гидродинамике, пер. с нем., М., 1902.

*Г. Л. Ф. Гельмгольц.*

**Гельмгольца — Кирхгофа теория обтекания** — подход к исследованию *безвихревых течений* идеальной несжимаемой жидкости при наличии поверхностей *тангенциального разрыва* в отсутствие массовых сил; был предложен *Г. Гельмгольцем* в 1868 и *Г. Кирхгофом* в 1869. Наиболее эффективно этот метод используется для исследования плоских течений. В задачах обтекания тел безграничным однородным потоком анализ базируется на схеме течения (рис., а), характерной особенностью которой является отход *линий тока* от поверхности обтекаемого контура в точках  $B_1$  и  $B_2$ . Эти свободные линии тока есть линии тангенциального разрыва, отделяющие область потенциального течения  $I$  от застойной зоны  $II$ . Так как давление в покоящейся невесомой жидкости постоянно, то в зоне  $II$  оно равно давлению на бесконечности, а вследствие его непрерывности при переходе через свободные линии тока  $B_1C_2$  и  $B_2C_2$  значение скорости на каждой из них в силу *Бернулли уравнения* равно значению скорости  $V\{\{\infty\}\}$  невозмущенного потока. Форма свободных линий тока подлежит определению. Задача решается в плоскости комплексного переменного  $z = x + iy$  с началом координат в критической точке  $A$ . Если ввести комплексный потенциал  $\{\{\omega\}\} = \{\{\phi\}\} + i\{\{\psi\}\}$  такой, что потенциал скорости  $\{\{\phi\}\}(x, y)$  и функция тока  $\{\{\psi\}\}(x, y)$  в точке  $A$  принимают нулевые значения, то в плоскости  $\{\{\omega\}\}$  области течения  $I$  соответствует вся плоскость кроме разреза вдоль положительной оси  $\{\{\phi\}\}$  (рис., б). Между плоскостью  $\{\{\omega\}\}$  и областью течения  $I$  в плоскости  $z$  существует взаимно-однозначное соответствие, нахождение которого и решает задачу. Вместо отыскания зависимости между  $z$  и  $\{\{\omega\}\}$  Кирхгоф поставил задачу о так называемом конформном отображении разрезанной плоскости  $\{\{\omega\}\}$  на ту часть плоскости переменной  $\{\{\xi\}\} = dz/d\{\{\omega\}\} = 1/\{\{V\}\} = \exp(i\{\{\Theta\}\})/V$ , которая соответствует области течения  $I$  в плоскости  $z$  (здесь  $\{\{V\}\}$  — величина; комплексно-сопряжённая скорости  $V\exp(i\{\{\Theta\}\})$ ,  $V$  и  $\{\{\Theta\}\}$  — модуль и угол наклона к оси  $x$  вектора скорости  $V$ ). *Н. Е. Жуковский* (1890) и английский учёный Митчелл (1890) видоизменили

метод Кирхгофа путём введения переменкой  $\{\xi\} = \ln(V\{\infty\}/\{V\}) = \ln(V\{\infty\}/V) + i\{\Theta\}$ . В обоих случаях отыскание конформного отображения проводится достаточно просто при обтекании контуров, состоящих из прямолинейных отрезков. Для анализа обтекания тела с криволинейным контуром метод был модифицирован в 1907 итальянским учёным Т. Леви-Чивита введением переменной  $\{\xi\} = i\ln\{V\} = \{\Theta\} + i\ln V$ .

Типичным примером является обтекание плоской пластины шириной  $2b$ , установленной перпендикулярно потоку; решение задачи показывает, что свободные линии тока, простираясь вниз по потоку, асимптотически приближаются к параболе  $y^2 = 8bx/(\{\pi\} + 4)$ , а коэффициент сопротивления (см. *Аэродинамические коэффициенты*)  $c_x = 2\{\pi\}/(\{\pi\} + 4) = 0,88$  и значительно отличается от экспериментального значения  $c_x = 2,0$ . Это различие обусловлено значительно более низким уровнем давления на задней стороне пластины (см. *Донное сопротивление*) и связано с неустойчивостью тангенциальных разрывов в жидкости. Поэтому в реальных потоках отрывная зона позади тела не простирается до бесконечности и имеет размеры порядка размеров обтекаемого тела; течение в следе аэродинамическом является нестационарным. **Г. — К. т. о.** широко применяется в гидродинамике капельной жидкости для анализа плоских и осесимметричных задач: глассирование, истечение струй из отверстий и насадок и т. д.

*Лит.* смотри при статье *Гидродинамика*.

*В. А. Башкин.*

Схема обтекания (а) тела в физической плоскости и отображение (б) области потенциального течения  $I$  на плоскость комплексного потенциала  $\{\omega\}$ ; точки  $A, B_1, B_2, C_1, C_2$  на плоскости  $z$  переходят соответственно в точки  $A', B'_1, B'_2, C'_1, C'_2$  на плоскости  $\{\omega\}$ .

**геометрические характеристики** летательного аппарата — определяют размеры и форму летательного аппарата и его основных частей (крыла, фюзеляжа, оперения, шасси и др.) в базовой системе координат летательного аппарата. Выражаются в абсолютных (линейные и угловые размеры, площади) и относительных (безразмерных) величинах. **Г. х.** летательного аппарата в целом включают его *габаритные размеры*: длину, высоту, *размах крыла* самолёта, диаметр несущего винта вертолётa и т. п. К важным **Г. х.** самолёта принадлежат также *площадь крыла, хорда крыла, профиль крыла, угол стреловидности крыла, угол установки крыла, углы крутки крыла, угол поперечного V крыла, диаметр фюзеляжа, плечо вертикального (ВО) и горизонтального (ГО) оперения (см. Плечо оперения), база шасси, колея шасси.* Распространёнными безразмерными **Г. х.** являются *удлинение крыла и фюзеляжа, сужение крыла, относительные площади ВО и ГО, органов управления и устройств механизации крыла (в долях от площади крыла или — для рулей высоты и направления — от площади соответствующего оперения).* Аэродинамические поверхности стабилизации, управления и механизации имеют набор **Г. х.**, сходных с **Г. х.** крыла. К **Г. х.** принято также относить углы отклонения органов управления и устройств механизации. **Г. х.** вертолётов включают (наряду с диаметром несущего винта) *ометаемую площадь несущего винта, заполнение несущего винта, угол заклинения несущего винта, коэффициент перекрытия несущих винтов* и др.

**Г. х.** оказывают существенное влияние на аэродинамические, весовые, летно-технические и другие характеристики летательного аппарата, на его устойчивость и управляемость.

**герметизация** — обеспечение непроницаемости стенок и соединений в деталях, узлах и агрегатах летательного аппарата для предотвращения утечек газов и жидкостей. Различают **Г.** полную и неполную. Выбор методов и технологии **Г.** на летательном аппарате определяется назначением детали, узла, конструкции, характером действующих нагрузок и предполагаемой деформацией соединения. Для **Г.** пористых деталей (например, литых) в основном применяют пропитку их *герметиками*, в том числе анаэробными. **Г.** деталей из *композиционных материалов* производят креплением к ним непроницаемых плёнок. Для **Г.** проёмов люков применяют прокладки, формуемые из герметиков (непосредственно по месту уплотнения) и из резины. На подвижных

соединениях и вращающихся валах ставят сальниковые, лабиринтные и другие уплотнения. Для Г. металлических неразъёмных соединений часто используют сварку, пайку, развальцовку, расчеканку, а также создают в местах сопряжения деталей натяг. Г. соединений с точечным и прерывистым силовым швом производится герметизирующими составами, которые после нанесения на шов и вулканизации в рабочем состоянии обладают достаточной эластичностью, прочностью, хорошей адгезией, коррозионной стойкостью и способностью не разрушаться под действием рабочей среды. Герметизирующие составы — полимерные композиции на основе синтетических каучуков (полисульфидных, кремнийорганических, кремнийфторорганических, уретановых и др.). Г. большинства заклёпочных, болтовых и других соединений планёра самолёта обеспечивается герметизирующими составами. Существуют 3 основных метода Г.: поверхностный, внутришовный и комбинированный. Перед нанесением герметика необходимы тщательная очистка и обезжиривание поверхностей соединения.

*О. А. Брук.*

**герметики** — полимерные композиции пастообразной или вязкотекучей консистенции, предназначенные для герметизации. Широкое применение нашли двухкомпонентные самовулканизирующиеся Г., которые представляют собой пастообразные или вязко-текучие композиции на основе жидких каучуков, минеральных наполнителей и других ингредиентов и вулканизирующего агента. Их общее свойство — способность под влиянием вводимых в композицию вулканизирующих агентов переходить при комнатных температурах из пластичного состояния в эластичное, образуя плотные резиноподобные покрытия на поверхности деталей. Наряду с двухкомпонентными Г. существуют однокомпонентные, которые поставляются в готовом виде в тубах и вулканизируются при контакте с влагой воздуха. Самовулканизирующиеся пасты — наиболее распространённый и совершенный вид Г. Свойства самовулканизирующихся Г. определяются химической природой основного полимера. В соответствии с этим их разделяют на полисульфидные, фторорганические и кремнийорганические.

**Полисульфидные** (тиоколовые) Г. обладают высокой стойкостью к действию нефтяных топлив, масел, воды, света, озона. Применяются для поверхностной и внутришовной герметизации соединений, работающих при температурах от  $-60$  до  $150$  °С. Герметики У-30М и У-30МЭС-5 (разработанные в 1955—1957) позволили обеспечить надёжную герметизацию высотных кабин, а также топливных отсеков. Г. этого типа (в том числе однокомпонентные, например ВИТО-1) широко применяются в конструкциях всех пассажирских самолётов.

**Фторорганические** Г. обладают стойкостью к различным агрессивным средам. Предназначаются для герметизации соединений, работающих в топливной среде при температурах от  $-20$  до  $200$  °С. В отличие от другие самовулканизирующихся Г. они содержат растворитель, поэтому в большинстве случаев для ускорения их сушки и вулканизации применяется нагрев.

Отличительная особенность **кремнийорганических** (полисилоксановых) Г. — сочетание высокой тепло- и морозостойкости с устойчивостью к различным факторам старения (тепловому, светоозонному и другим). Разработан широкий ассортимент таких Г., в том числе однокомпонентных, с различными свойствами. В авиастроении наибольшее применение находят герметики У4-21 и У2-28 для поверхностной и внутришовной герметизации кабин сверхзвуковых самолётов и элементов двигателей, а также Г.-компаунды (например, ПК-68). Благодаря технологичности и отсутствию коррозионного воздействия на цветные металлы они широко используются для герметизации авиационных приборов. Большинство кремнийорганических Г. предназначено для работы в воздушной среде при температурах от  $-60$  до  $300$  °С. Созданы специальные термостойкие (до  $400$  °С) и морозостойкие Г. (например, УФ-7-21, используемый и в космической технике, способен сохранять эластичность в интервале от  $-120$  до  $300$  °С), а также Г., способные работать в топливе при температурах от  $-60$  до  $250$  °С (например, ВГФ-4-10).

*Н. Б. Барановская.*

**гермокабина** — изолированный объём летательного аппарата с регулируемым избыточным давлением воздуха, температурой и т. п., предназначенный для работы экипажа и полёта пассажиров на большой высоте. Необходимые условия в Г. могут обеспечиваться вентиляционной, кислородно-вентиляционной или регенерационной высотными системами (см. *Система жизнеобеспечения*). Наиболее распространена вентиляционная система с *системой кондиционирования воздуха*. Вентиляционная система обеспечивает регулирование температуры, влажности и газового состава атмосферы Г., равномерное распределение воздуха вдоль кабины, охлаждение или нагрев воздуха до и после полёта (на земле) и автоматическое поддержание в полёте эксплуатационного давления, различного для самолётов разных типов. Г. могут быть малых объёмов (для лёгких и боевых летательных аппаратов) и больших объёмов (для транспортных и пассажирских летательных аппаратов).

Г. первого типа имеют минимальные размеры, регламентированные специальными нормами; предназначаются для размещения экипажа, приборов и механизмов, служащих для управления и контроля режима полёта летательного аппарата. Г. большого объёма предназначены для размещения экипажа, приборов, пассажиров и груза. Назначение Г. определяет ее размеры. Специальные нормы регламентируют объём Г., приходящийся на одного пассажира, поэтому общие габариты Г. пропорциональны числу размещаемых пассажиров (или массе груза).

Основная нагрузка конструкции Г. — внутреннее избыточное давление, действующее циклически (один цикл — полёт летательного аппарата). Поэтому формы сечения Г. обычно состоят из окружностей или полуокружностей, а днища часто имеют форму сферы. Одновременно в конструкции Г. стремятся максимально сократить число продольных и поперечных стыков в оболочке, применять наиболее надёжные и долговечные материалы для обшивки, шпангоутов и стрингеров, выбирать оптимальные напряжения в обшивке и уменьшать концентрацию напряжений в местах вырезов под проёмы дверей, окон, люков и т. д. На современных летательных аппаратах в целях снижения массы конструкции Г. часто выполняются как единое целое с фюзеляжем, поэтому одновременно с внутренним избыточным давлением на конструкцию действуют и внешние нагрузки.

*В. К. Рахилин.*

**гибридный двигатель** — то же, что *комбинированный двигатель*.

**гибридный летательный аппарат** — летательный аппарат, у которого для создания подъёмной силы используется сочетание аэростатического и аэродинамического принципов. Идея первых гибридных или комбинированных аэростатических летательных аппаратов, называемых также **микстами** от латинского *mixtus* — смешанный), заключалась в использовании аэродинамической подъёмной силы для управления полётом в вертикальной плоскости. В качестве средств создания аэродинамической подъёмной силы рассматривали воздушные винты, а также расположенные под углом атаки корпус летательного аппарата или крыло. Этим также решалась частично проблема балластирования, присущая дирижаблям классической схемы. Одним из первых Г. л. а. был аппарат Розе (Франция), построенный в 1901. Основными его элементами являлись две сигарообразные оболочки, два вертикальных и два горизонтальных винта и несколько прямоугольных поверхностей, установленных под различными углами атаки. Однако испытания выявили недостаточность вертикальной тяги винтов аппарата, и дальнейшего развития он не получил. В последующем идея Г. л. а. развивалась в направлении увеличения доли аэродинамической составляющей полной подъёмной силы до значения, примерно соответствующего весу полезной нагрузки, и уменьшения доли аэростатической составляющей до уровня, близкого к весу ненагруженного летательного аппарата. Этим наиболее просто мог бы быть реализован принцип безбалластности и обеспечена возможность изменения динамической подъёмной силы для целей управления. Вместе с приобретением новых свойств Г. л. а. теряют преимущества, присущие чисто аэродинамическим и аэростатическим летательным аппаратам. Так, Г. л. а. на основе комбинации корпуса дирижабля и вертолётных несущих винтов утрачивает преимущество

дирижабля, заключающееся в малом расходе топлива, и преимущества вертолѐта, связанные с возможностью продолжительного зависания и безаэродромного базирования. Среди многочисленных разработок Г. л. а. 70—80-х гг. следует отметить доведѐнный до реализации проект «Гелистат» американской фирмы «Пясецкий эркрафт». Аппарат был спроектирован на основе оболочки дирижабля ZPG-2 полужесткой конструкции объѐмом 27 тысяч м<sup>3</sup> и четырёх вертолѐтов Сикорский SH-34G. Взлетная масса летательного аппарата 48,6 т. В первом полѐте в июле 1986 «Гелистат» потерпел катастрофу и полностью разрушился.

**гидравлический удар** — резкое повышение давления в трубопроводе при быстром закрытии крана, обусловленное резким торможением потока жидкости. Упругая волна сжатия распространяется от крана вверх по потоку с эффективной скоростью  $c_s$ , которая зависит от свойств жидкости и жѐсткости трубопровода. Теория Г. у. дана Н. Е. Жуковским (1898); согласно его теории, повышение давления  $\{\{\Delta\}\}p$  в трубопроводе при мгновенной остановке потока жидкости с плотностью  $\{\{\rho\}\}$ , текущей до остановки со скоростью  $v$ , выражается формулой  $\{\{\Delta\}\}p = \{\{\rho\}\}c_s v$ .

Для абсолютно жѐсткого трубопровода  $c_s$  равна скорости звука в жидкости  $c$ . Так, для воды  $c = 1500$  м/с и при  $v = 1$  м/с  $\{\{\Delta\}\}p = 1,5$  МПа. Упругость стенок трубы снижает скорость  $c_s$  до значения, которое приближенно рассчитывается по формуле

$$c_s = (1 - d / \{\{\delta\}\} - E / E_c)^{-1/2}$$

где  $d$  и  $\{\{\delta\}\}$  — диаметр и толщина стенок трубы,  $E$  и  $E_c$  — модули упругости жидкости и материала стенок трубы (для воды и стали  $E/E_c \approx 0,02$ ). При медленном закрытии крана значение  $\{\{\Delta\}\}p$  существенно снижается. Если время закрытия крана  $t_s$  длина трубы  $l$  то при условии  $ct_s \gg l$  приближенно справедлива формула  $\{\{\Delta\}\}p = \{\{\rho\}\}v l / t_s$ . Поэтому с целью избежания Г. у. клапаны и задвижки в трубопроводах делаются с винтовым приводом, реализующим медленное торможение потока.

При ударе тѐрдых тел о воду возникают явления по физическому существу близкие к гидравлическому удару. На плоских поверхностях соприкосновения тела и жидкости в начальный момент времени возникают явления, также определяемые по формуле Жуковского, а внутрь жидкости и тела распространяются волны сжатия. Дальнейшее погружение тела в жидкость порождает сложное течение, изучаемое в теории удара тела о жидкость.

Г. В. Логвинович.

**гидравлическое оборудование летательного аппарата** — предназначается для привода в действие различных бортовых функциональных систем — потребителей. Г. о. содержит источники давления (насосы, гидроаккумуляторы), баки с рабочей жидкостью, трубопроводы, арматуру, различные клапаны, фильтры, гасители пульсаций, приборы контроля, защиты и сигнализации. В число потребителей гидравлической энергии входят исполнительные механизмы отклонения органов управления (гидроусилители, рулевые приводы, рулевые машинки), уборки и выпуска шасси, управления воздухозаборниками двигателей, тормозные механизмы колес шасси и т. д. Работа насосов без кавитации при полѐте летательного аппарата в разреженной атмосфере или космосе достигается созданием герметичного Г. о. с избыточным давлением внутри него. Поддержание рабочего давления в заданных пределах осуществляется стабилизаторами давления (регуляторами насосов, автоматами разгрузки). Для защиты Г. о. от перегрева используются топливожидкостные теплообменники. В целях безопасности полѐтов Г. о. обычно выполняется с резервированием (кратность 2—4). На некоторых летательных аппаратах дополнительно устанавливают аварийное Г. о., которое при отказе основной системы приводится в действие ветродвигателями, выдвигаемыми в воздушный поток, электродвигателями или газовыми турбинами с приводом от вспомогательной силовой установки.

Масса Г. о. составляет 1—1,5% взлѐтной массы для тяжѐлых, 2—3% для лѐгких манѐвренных

самолётов и 1—2% для вертолётов. Установочная мощность **Г. о.** различных летательных аппаратов от 0,75 кВт до 2 МВт, давление от 7 до 28 МПа, объём рабочей жидкости от 6 до 850 л, длина трубопроводов от 40 до 5000 м, рабочий диапазон температур от —60 до 180{{°}}С. Преимущества **Г. о.** перед электрическими и пневматическими системами заключаются в достижении значительных удельных сил и мощностей, в широких пределах плавного изменения скоростей перемещения механизмов и высокой степени устойчивости к внешним нагрузкам. До 40-х гг. в основном применялись простейшие гидropередачи с ручным приводом. С середины 30-х гг. до середины 50-х гг. в военной авиации и ракетной технике использовалось **Г. о.** с комплексными автономными электрогидравлическими приводами, питаемыми бортовой электросетью. С 50-х гг. широкое распространение получило **Г. о.** с приводом от маршевого двигателя, включающее насосы постоянной подачи с автоматом нагрузки или насосы переменной подачи. **Г. о.** с приводом от электродвигателей применяется на летательных аппаратах с невысокой мощностью насосов. С 80-х гг. внедрены насосы переменной подачи с электромагнитным клапаном разгрузки.

*А. Г. Тер-Симонян.*

**гидроаэродром** — специально подготовленный водный участок и прилегающая прибрежная территория, включающие комплекс сооружений и оборудования для обеспечения эксплуатации *гидросамолётов*.

**Г.** располагают на морях, реках, озёрах и искусственных водоёмах. **Г.** состоит из 3 основных зон — лётной, служебно-технической и жилой. Лётная зона — участок водной поверхности (акватория), подготовленный для взлёта и посадки, руления и стоянки, обслуживания и хранения гидросамолётов, а также для движения плавучих средств. Акватория **Г.** состоит из лётного бассейна, полосы руления и гавани. Лётный бассейн предназначается для взлёта и посадки гидросамолётов. На речных **Г.** лётный бассейн имеет форму лётной полосы длиной около 1 км и шириной около 100 м. На морских и озёрных **Г.** лётный бассейн может иметь форму круга, квадрата или прямоугольника и позволяет производить взлёт и посадку во многих направлениях. Полоса руления окаймляет лётный бассейн и предназначена для руления гидросамолётов до взлёта и после посадки. Гавань служит для стоянки и обслуживания гидросамолётов на плаву, а также для стоянки плавучих средств обслуживания гидросамолётов. Акватория **Г.** должна иметь свободные воздушные подходы в направлениях взлёта и посадки. На береговом участке, примыкающем к акватории, располагаются служебно-техническая и жилая зоны **Г.** Служебно-техническая зона состоит из зданий для обслуживания пассажиров, обработки грузов, управления полётами и сооружений — причалов, пирсов, гидроспусков, складов для хранения авиатоплива и масел, авиаремонтных мастерских и др.

*А. П. Журавлёв.*

План гидроаэродрома: 1 — лётный бассейн; 2 — плавучие оградительные знаки; 3 — гавань; 4 — мол; 5 — пассажирская пристань; 6 — аэровокзал; 7 — привокзальная площадь; 8 — гараж; 9 — стоянки гидросамолётов на плаву; 10 — стапель; 11 — грузоподъёмный кран; 12 — рулёжные дорожки; 13 — манёвренные площадки; 14 — ангары; 15 — открытые стоянки; 16 — служебные здания; 17 — склад запасных частей; 18 — хранилище горючего; 19 — пожарное депо; 20 — здание охраны; 21 — пристань для плавучих средств; 22 — жилые дома; 23 — авиаремонтные мастерские.

**гидродинамика** — раздел *механики сплошных сред*, в котором изучаются закономерности движения жидкости и её взаимодействие с погружёнными в неё телами. Поскольку, однако, при относительно небольших скоростях движения воздух можно считать несжимаемой жидкостью, законы и методы **Г.** широко используются для аэродинамических расчётов летательных аппаратов при малых дозвуковых скоростях полёта. Большинство капельных жидкостей, например, вода, обладают слабой сжимаемостью, и во многих важных случаях их плотность  $\{\{\rho\}\}$  можно считать постоянной. Однако сжимаемостью среды нельзя пренебрегать в задачах взрыва, удара и других

случаях, когда возникают большие ускорения частиц жидкости и от источника возмущений распространяются упругие волны.

Фундаментальные уравнения Г. выражают собой *сохранения законы* массы (импульса и энергии). Если предположить, что движущаяся среда является ньютоновской жидкостью и для анализа её движения применить метод Эйлера, то течение жидкости будет описываться *неразрывности уравнением, Навье — Стокса уравнениями и энергии уравнением*. Для идеальной несжимаемой жидкости уравнения Навье — Стокса переходят в *Эйлера уравнения*, а уравнение энергии выпадает из рассмотрения, поскольку динамика течения несжимаемой жидкости не зависит от тепловых процессов. В этом случае движение жидкости описывается уравнением неразрывности и уравнениями Эйлера, которые удобно записать в форме Громеки — Ламба [по имени русский учёного И. С. Громеки и английского учёного Г. Ламба (H. Lamb)]:

$$\operatorname{div} \mathbf{V} = 0,$$

$$\{\{\text{формула}\}\}$$

где  $\mathbf{V}$  — вектор скорости,  $\{\{\omega\}\} = \operatorname{rot} \mathbf{V}$  — вектор завихренности,  $\mathbf{F}$  — вектор массовой силы,  $p$  — давление гидродинамическое.

Для практических приложений важны интегралы уравнений Эйлера, которые имеют место в двух случаях:

а) установившееся движение при наличии потенциала массовых сил ( $\mathbf{F} = -\operatorname{grad} \Pi$ ); тогда вдоль *линии тока* будет выполняться *Бернулли уравнение*

$$\{\{\text{формула}\}\}$$

правая часть которого постоянна вдоль каждой линии тока, но, вообще говоря, меняется при переходе от одной линии тока к другой. Если жидкость вытекает из пространства, где она покоится, то постоянная Бернулли  $H$  одинакова для всех линий тока;

б) *безвихревое течение*: ( $\{\{\omega\}\} = \operatorname{rot} \mathbf{V} = 0$ ). В этом случае  $\mathbf{V} = \operatorname{grad} \{\{\phi\}\}$ , где  $\{\{\phi\}\}$  — *потенциал скорости*, и массовые силы обладают потенциалом. Тогда для всего поля течения справедлив интеграл (уравнение) Коши — Лагранжа  $\partial \{\{\phi\}\} / \partial t + \mathbf{V}^2 / 2 + p / \{\{\rho\}\} + \Pi = H(t)$ . В обоих случаях указанные интегралы позволяют определить поле давлений при известном поле скоростей.

Интегрирование уравнения Коши — Лагранжа в интервале времени  $\{\{\Delta t\}\} \rightarrow 0$  в случае ударного возбуждения течения приводит к соотношению, связывающему приращение потенциала скорости с импульсом давления  $p_i$ . Для произвольной точки пространства имеем

$$\{\{\text{формула}\}\}$$

Всякое движение первоначально покоящейся жидкости, вызванное силами веса или нормальными давлениями, приложенными к её границам, потенциально. Для реальных жидкостей, обладающих вязкостью, условие  $\{\{\omega\}\} = 0$  выполняется лишь приближённо: вблизи обтекаемых твёрдых границ существенно сказывается вязкость и образуется *пограничный слой*, где  $\{\{\omega \neq 0\}\}$ . Несмотря на это, теория потенциальных течений позволяет решать ряд важных прикладных задач.

Поле потенциального течения описывается потенциалом скорости  $\{\{\phi\}\}$ , который удовлетворяет уравнению Лапласа

$$\operatorname{div} \mathbf{V} = \{\{\Delta \phi\}\} = 0.$$

Доказано, что при заданных граничных условиях на поверхностях, ограничивающих область движения жидкости, его решение единственно. В силу линейности уравнения Лапласа справедлив принцип суперпозиции решений и, следовательно, для сложных течений решение можно

представить как сумму более простых течений (см., например, статью *Источников и стоков метод*). Так, при продольном обтекании однородным потоком отрезка с распределёнными по нему источниками и стоками с равной нулю суммарной интенсивностью образуются замкнутые поверхности тока, которые можно рассматривать как поверхности тел вращения, например, корпуса летательного аппарата.

Если в неограниченной области задана некоторая замкнутая поверхность  $S$  и  $\mathbf{n}$  есть единичный вектор нормали к этой поверхности, направленный внутрь жидкости, то импульс силы  $\mathbf{B}$ , сообщённый жидкости движением этой поверхности, и кинетическая энергия жидкости  $T$  будут определяться формулами

{{формула}}

Для твёрдых движущихся тел величины  $\mathbf{B}$  и  $T$  можно выразить через присоединённые массы и скорости тел. В частности, при движении тела без вращения вдоль оси  $x$  со скоростью  $V_x$ , имеем  $B_x = \{\{\lambda\}\}_x V_x$  и  $T = \{\{\lambda\}\}_x V_x^2/2$ , где  $\{\{\lambda\}\}_x$  — присоединённая масса в направлении оси  $x$ , пропорциональная плотности жидкости и зависящая только от размеров и формы тела. Сила  $\mathbf{R}$ , действующая на жидкость со стороны тела, есть  $\mathbf{R} = d\mathbf{B}/dt$  или  $V_x R = dT/dt$ . Поэтому при поступательном равномерном движении твёрдого тела в идеальной жидкости  $\mathbf{B} = \text{const}$  и, следовательно,  $\mathbf{R} = 0$  (*Д'Аламбера — Эйлера парадокс*). При движении тела в реальной жидкости всегда возникают гидродинамические силы из-за его взаимодействия с жидкостью. Одна часть суммарной силы обусловлена присоединёнными массами и пропорциональна скорости изменения связанного с телом импульса примерно так же, как в идеальной жидкости. Другая часть суммарной силы связана с образованием следа аэродинамического за телом, который формируется в течение всей истории движения. След влияет на поле течения вблизи тела, поэтому численное значение присоединённой массы может не совпадать с его значением для аналогичного движения в идеальной жидкости. След за телом может быть ламинарным или турбулентным, может образовываться свободными границами, например, за глиссером.

Аналитические решения нелинейных задач, связанных с пространственным движением тел в жидкости при наличии следа, удаётся получить лишь в некоторых частных случаях.

*Плоскопараллельные течения* исследуются методами теории функций комплексного переменного; эффективно решение некоторых задач гидродинамики методами вычислительной математики. Приближенные теории получаются путём рациональной схематизации картины течения, применения теорем сохранения, использования свойств *свободных поверхностей* и *вихревых течений*, а также некоторых частных решений. Они разъясняют суть дела и удобны для предварительных расчётов. Например, при быстром погружении в воду клина с углом полураствора  $\{\{\beta\}\}_k$  возникает существенное движение свободных границ в области брызговых струй. Для оценки сил важно оценить эффективную смоченную ширину клина, которая значительно превышает соответствующую величину при статическом погружении острия на ту же глубину  $h$ . Приближенная теория для симметричной задачи показывает, что отношение динамической смоченной ширины  $2a$  к статической близко к  $\{\{\pi\}\}/2$  и приводит к следующим результатам:  $a = 0,5 \{\{\pi\}\} h \text{ctg} \{\{\beta\}\}$ , где  $\{\{\beta\}\} = \{\{\pi\}\}/2 - \{\{\beta\}\}_k$ , удельная присоединённая масса  $m^* = 0,5 \{\{\pi\rho\}\} a^2 / (\{\{\beta\}\}) [f(\{\{\beta\}\}) \{\{\approx\}\} 1 - (8 + \{\{\pi\}\}) \text{tg} \{\{\beta\}\} / \{\{\pi\}\}^2]$  для  $\{\{\beta\}\} < 30 \{\{\circ\}\}$ ,  $B = m^* dh/dt$  — вертикальный компонент удельного импульса,  $F = d(m^* dh/dt)/dt$  — сила давления клина на жидкость.

При установившемся глиссировании килеватой пластинки со скоростью  $V\{\{\infty\}\}$  течение в поперечной плоскости непосредственно за транцем весьма близко к течению, возбуждённому погружающимся клином. Поэтому приращение вертикального компонента импульса сообщаемого жидкости в единицу времени, близко к  $BV\{\{\infty\}\} = m^* V\{\{\infty\}\} dh/dt$ . Импульс жидкости направлен вниз; реакция, действующая на тело, есть подъёмная сила  $Y$ . Для малых углов атаки  $\{\{\alpha\}\} dh/dt = \{\{\alpha\}\} V\{\{\infty\}\}$ , и  $Y = m^*(h) V^2\{\{\infty\}\} \{\{\alpha\}\}$ .

За телом, движущимся в неограниченной жидкости с постоянной скоростью  $V_{\infty}$  и обладающим подъёмной силой  $Y$ , образуется *вихревая пелена*, которая далеко за телом сворачивается в 2 вихря с циркуляцией скорости  $\Gamma$  и расстоянием  $l$  между ними, которые замыкаются начальным вихрем. Вследствие взаимодействия эта пара вихрей наклонена к направлению движения на угол  $\{\alpha\}$ , определяемый соотношением  $\sin\{\alpha\} = \Gamma/(2\{\pi\}/V_{\infty})$ . Из теорем о вихрях следует, что импульс сил  $\mathbf{B}$ , который нужно приложить к жидкости для возбуждения замкнутой вихревой нити с циркуляцией  $\Gamma$  и площадью диафрагмы  $S$ , ограниченной этой вихревой нитью, равен  $\{\rho\}\Gamma S$  и направлен перпендикулярно плоскости диафрагмы. В рассматриваемом случае  $\Gamma = \text{const}$ , скорость приращения диафрагмы  $dS/dt = lV_{\infty}/\cos\{\alpha\}$ , вектор гидродинамической силы  $\mathbf{R} = d\mathbf{B}/dt$  и, следовательно,  $Y = \{\rho\}\Gamma V_{\infty}$  и индуктивное сопротивление  $X_{\text{инд}} = \{\rho\}\Gamma V_{\infty} \text{tg}\{\alpha\}_{\text{инд}}$ , причем  $\{\alpha\}_{\text{инд}} = \{\alpha\}$ .

Как в случае глиссирования, так и для любых несущих систем сопротивление определяется кинетической энергией жидкости, приходящейся на единицу длины оставляемого телом следа. Общий вывод состоит в том, что при сходе с тела свободных границ всю совокупность действующих сил можно приближённо разделить на 2 части, одна из которых определяется производными по времени от «связанных» импульсов, а вторая потоками «стекающих» импульсов.

При больших скоростях движения в потенциальном потоке могут возникать очень малые положительные и даже отрицательные давления. Жидкости, встречающиеся в природе и применяемые в технике, в большинстве случаев не способны воспринимать растягивающие усилия отрицательного давления), и обычно давление в потоке не может принимать значения меньше некоторого  $p_d$ . В точках потока жидкости, в которых давление  $p = p_d$ , происходит нарушение сплошности течения и образуются области (каверны), заполненные парами жидкости или выделившимися газами. Это явление называется *кавитацией*. Возможным нижним пределом  $p_d$  является давление насыщенных паров жидкости, зависящее от температуры жидкости.

При обтекании тел максимум скорости и минимум давления имеют место на поверхности тела и наступление кавитации определяется условием

$$C_{p_{\min}} = 2(p_{\infty} - p_d)\{\rho\}V_{\infty}^2 = \{\sigma\},$$

где  $\{\sigma\}$  — число кавитации,  $C_{p_{\min}}$  — минимальное значение коэффициента давления.

При развитой кавитации позади тела образуется каверна с резко выраженными границами, которые можно рассматривать как свободные поверхности и которые образованы частицами жидкости, сошедшими с обтекаемого контура в точках схода струй. Явления, происходящие в области смыкания струй, ограничивающих каверну, еще не вполне изучены; опыт показывает, что кавитационное течение имеет нестационарный характер, особенно сильно выраженный в области смыкания.

Если  $\{\sigma\} > 0$ , то давление в набегающем потоке и в бесконечности за телом больше, чем давление внутри каверны, и поэтому каверна не может простираться до бесконечности. При уменьшении  $\sigma$  размеры каверны возрастают и область замыкания удаляется от тела. При  $\{\sigma\} = 0$  предельное кавитационное течение совпадает с обтеканием тел со срывом струй по схеме Кирхгофа (см. *Струйных течений теория*).

Для построения стационарного струйного течения используются различные идеализированные схемы, например, такая: свободные поверхности, сходящие с поверхности тела и направленные выпуклостью к внешнему потоку, при смыкании образуют струю, стекающую внутрь каверны (при математическом описании уходит на второй лист римановой поверхности). Решение такой задачи проводится методом, аналогичным методу Гельмгольца — Кирхгофа: В частности, для плоской пластины ширины  $l$ , установленной перпендикулярно набегающему потоку, коэффициент сопротивления  $c_x$ , вычисляется по формуле

$$c_x = c_{x0}(1 + \{\sigma\}),$$

где  $c_{x0} = 2\{\{\pi\}\}/(\{\{\pi\}\} + 4)$  — коэффициент сопротивления пластины, обтекаемой по схеме Кирхгофа. Для пространственных (осесимметричных) каверн справедлив приближённый принцип независимости расширения, выражаемый уравнением

$$d^2S/dt^2 \{\{\approx\}\} - K(p\{\{\infty\}\} - p_k)/\{\{\rho\}\},$$

где  $S(t)$  — площадь поперечного сечения каверны в неподвижной плоскости, перпендикулярной к траектории центра кавитатора  $p\{\{\infty\}\}(t)$  — давление в рассматриваемой точке траектории, которое было бы до образования каверны;  $p_k$  — давление в каверне. Константа  $K$  пропорциональна коэффициенту сопротивления кавитатора; для тупых тел  $K \sim 3$ .

С явлением кавитации приходится встречаться во многих технических устройствах. Начальная стадия кавитации наблюдается при заполнении имеющейся в потоке области пониженного давления пузырьками газа или пара, которые, схлопываясь, вызывают эрозию, вибрации и характерный шум. Пузырьковая кавитация возникает на гребных винтах, в насосах, трубопроводах и других устройствах, где из-за повышенной скорости давление понижается и приближается к давлению парообразования. Развитая кавитация с образованием каверны с низким давлением внутри имеет место, например, за реданами гидросамолётов, если подток воздуха в зареданное пространство оказывается стеснённым. Такие каверзы приводят к автоколебаниям, так называемым барсу. Срыв каверн на подводных крыльях и на лопастях гребных винтов приводит к снижению подъёмной силы крыла и «упора» винта.

Экспериментальная Г. помимо традиционных гидроканалов (опытовых бассейнов) располагает широким ассортиментом специальных установок, предназначенных для изучения быстропротекающих нестационарных процессов. Применяются скоростная киносъёмка, визуализация течений и другие методы. Обычно на одной модели нельзя удовлетворить всем требованиям подобия (см. Подобия законы), поэтому широко применяется «частичное» и «перекрёстное» моделирование. Моделирование и сравнение с теоретическими результатами является основой современных гидродинамических исследований.

Лит.: Кочин Н. Е., Кибель И. А., Розе Н. В., Теоретическая гидромеханика, 4 изд., Л. — М., 1948—63; Логвинович Г. В., Гидродинамика течений со свободными границами, Киев, 1969; Седов Л. И., Плоские задачи гидродинамики и аэродинамики, 3 изд., М., 1980.

Г. В. Логвинович.

### Гидроканал Центрального аэрогидродинамического института.

**гидроканал**, **опытовый бассейн**, — сооружение для испытаний буксировкой моделей судов, гидросамолётов и др. Обычно Г. представляет собой (см. рис.) бассейн; вдоль его бортов укладывают рельсы, по которым с помощью электропривода перемещается с заданной скоростью (до 30 м/с) буксировочная тележка. Модель крепится к тележке системой тяг, связанных с динамометрами и индикаторами углов хода. Во время экспериментов измеряются подъёмные силы, сопротивление, углы тангажа, оценивается брызгообразование, осуществляется визуализация течений и т. п.

При буксировке моделей судов или лодок гидросамолётов в Г. по поверхности воды существенны силы инерции, тяжести и трения, то есть подобия законы Фруда и Рейнольдса. Однако удовлетворить обоим этим законам подобия одновременно практически не удаётся и обычно отдаётся предпочтение закону подобия, характеризующемуся числом Фруда  $Fr (Fr = V^2/gL; V$  — скорость набегающего потока,  $g$  — ускорение свободного падения,  $L$  — характерный линейный размер), поскольку при этом моделируются подъёмные силы, волнообразование и поведение модели в целом (брызгообразование и естественная кавитация при выполнении закона подобия Фруда полностью все же не моделируются). Рейнольдса числа получаются значительно меньше натуральных, поэтому силы трения и их влияние на течение учитываются специальными поправками (масштабный эффект).

Большие Г. (длина 1000—1500 м, ширина 20—25 м, глубина 5—10 м) имеют многотонную буксировочную тележку, на которой размещаются бригада экспериментаторов, измерительная, киносъёмочная и вычислительная техника. Малые Г. снабжаются лёгкой буксировочной тележкой (без экипажа), приводимой в движение линейным двигателем и снабжённой автоматической регистрирующей аппаратурой. Практически все Г. оборудуются устройствами для образования волн (волнопродукторами).

Г. В. Логвинович.

**гидромодель аэростата** — модель *аэростата*, наполненная жидкостью; позволяет имитировать напряженное состояние корпуса аэростата, наполненного *подъёмным газом*. Г. а. используются главным образом для оценки формы и деформации корпуса (оболочки) нежестких *дирижаблей* (рис. 1), привязных и свободных аэростатов (стратостатов, рис. 2). Измеряя деформации, оценивают натяжения в оболочке. В основу методов, использующих Г. а., положены условия статического подобия и равенства относительных деформаций. Обычно оболочка Г. а. изготавливается из тех же материалов, что и оболочка аэростата. При этом подобие деформаций возможно только при равенстве натяжений в оболочке аэростата и модели. Идея использования Г. а. впервые была высказана К. Э. Циолковским в его книге «Аэростат металлический управляемый» (Калуга, 1893).

Рис. 1. Гидромодель нежесткого аэростата.

Рис. 2. Гидромодели свободного аэростата (вверху) и стратостата (внизу).

**гидроплан** — то же, что *гидросамолёт*.

**гидросамолёт** — самолёт, способный взлетать с водной поверхности и садиться на неё, а также маневрировать на воде. Г. должен обладать плавучестью, остойчивостью, непотопляемостью, устойчивостью движения по воде, мореходностью, приемлемым брызгообразованием.

Под плавучестью понимается способность Г. плавать при заданной массе, сохраняя определенную ватерлинию; под остойчивостью — способность при отклонении от исходного равновесного положения возвращаться к нему; под непотопляемостью — способность при затоплении несколько отсеков фюзеляжа и поплавков сохранять плавучесть и остойчивость; под мореходностью — способность пилотируемого Г. при определенном морском волнении и ветре совершать плавание, дрейф, маневрирование на воде, взлёт с воды и посадку на воду. Г. должен также обладать достаточной *энерговооружённостью* (*тяговооружённостью*) для нормального взлёта с воды.

Г. обычно строятся по схеме высокоплана с высокорасположенными двигателями во избежание их заливания или забрызгивания (рис. 1). В зависимости от взлётно-посадочных устройств и органов плавания различают Г. лодочные, поплавковые, *амфибии* и Г. на подводных крыльях или гидролыжах. Основной тип Г. — *летающая лодка*. Распространены также поплавковые Г., особенно двух поплавковые (рис. 2). Система из двух поплавков обладает плавучестью, остойчивостью и удовлетворительными гидродинамическими и мореходными свойствами. Двухпоплавковый Г. имеет по сравнению с летающей лодкой повышенную массу конструкции и увеличенное аэродинамическое сопротивление. Однопоплавковые Г. обычно имеют небольшую полётную массу и чаще эксплуатируются со взлётом при помощи катапульты с палубы корабля или другого носителя (с посадкой на воду). В практике нередки случаи переделки лёгких сухопутных самолётов в поплавковые Г. Амфибии (рис. 3, 4) представляют собой Г., снабжённые сухопутным шасси; способны взлетать как с водной поверхности, так и с сухопутного аэродрома и садиться на гидроаэродром или сухопутный аэродром. Особый тип Г. представляют самолёты лодочного типа, снабжённые дополнительными взлётно-посадочными устройствами в виде гидролыж и подводных крыльев, убирающихся в полёте. Цель установки этих устройств — улучшение гидродинамических и мореходных характеристик Г. Установка подобных взлётно-посадочных устройств связана с усложнением конструкции и увеличением её массы.

Первый успешно летавший Г. был продемонстрирован *А. Фабром* в 1910. В России Г. в 1913 начал строить *Д. П. Григорович* (см. *Григоровича самолёты*). В советский период разработки в этой области проводили Григорович, *А. Н. Туполев* (см. *Ту*), *Г. М. Бериев* (см. *Бе*), *В. Б. Шавров*, *И. В. Четвериков*, *Р. Л. Бартини*, *А. К. Константинов* и другие конструкторы.

*А. И. Тихонов.*

Рис. 1. Гидросамолёт с поддерживающими поплавками на концах крыла.

Рис. 2. Двухпоплавковый гидросамолёт.

Рис. 3. Самолёт-амфибия.

Рис. 4. Самолёт-амфибия «Си Стар» (ФРГ).

**гиперзвуковая скорость** — 1) скорость  $V$  газа, намного превышающая местную скорость звука  $a$ :  $V \gg a$  (*Маха число*  $M \gg 1$ ). 2) **Г. с.** полёта — скорость летательного аппарата, намного превышающая скорость звука в невозмущенном потоке (часто за полёт с **Г. с.** принимают полёт со скоростью, соответствующей значению  $M \gg 5$ ). Полёт с **Г. с.** в атмосфере сопровождается интенсивными ударными волнами, значительным аэродинамическим нагреванием (см. *Гиперзвуковое течение*).

**гиперзвуковое течение** — течение газа с гиперзвуковыми скоростями. Особенности **Г. т.** начинают заметно проявляться при достаточно больших, но различных для тел разной формы (сфера, конус и т. п.) значениях *Маха числа*  $M$ . Поэтому и граница, отделяющая *сверхзвуковое течение* от **Г. т.**, весьма условна. Для всех **Г. т.** характерным является большое значение отношения кинетическая энергия (энергии поступательного движения частиц газа) к внутренней (тепловой) энергии газа, равное по порядку величины  $M^2$ . Вследствие этого в **Г. т.** относительное изменение температуры и других термодинамических параметров много больше относительного изменения скорости, и торможение обтекающего тело потока приводит к значительным возмущениям его параметров. При гиперзвуковом обтекании тел возникают интенсивные *ударные волны* и большая завихренность течения (см. *Вихревое течение*). Для расчёта таких течений становится необходимым использование нелинейных уравнений движения, а также соотношений, описывающих термодинамику газа при больших температурах. Полёт летательного аппарата с гиперзвуковыми скоростями сопровождается сильным аэродинамическим нагреванием поверхности и значительными отличиями аэродинамических характеристик от аналогичных характеристик при сверхзвуковом полёте.

Особенности **Г. т.** удобно разделить на газодинамические, обусловленные большими значениями чисел  $M$ , и термодинамические, проявляющиеся при больших абсолютных температурах газа (характерных для гиперзвуковых режимов полёта летательных аппаратов).

**Газодинамические особенности Г. т.** связаны с относительными изменениями газодинамических переменных потока. При обтекании тела однородным потоком газа с числом Маха в невозмущенном набегающем потоке  $M \gg 1$  мерой возрастания давления и внутренней энергии газа в возмущенной части поля течения служит при слабом влиянии вязкости параметр  $K_1 = M \sin\{\tau\}$  ( $\{\tau\}$  — характерный угол наклона поверхности тела к направлению невозмущенного потока). В случае  $K_1 \gg 1$  за головной ударной волной существенно увеличивается плотность, многократно возрастают давление и температура газа. На границе возмущенного и невозмущенного потоков возникают тонкие, примыкающие к носовой части тела слои газа с относительно большой плотностью (так называемые ударные слои — см. *Ньютона теория обтекания*). При  $K_1 \gg 1$  в общем балансе сил и энергии можно пренебречь давлением и внутренней энергией невозмущенного газа. Независимость (точнее слабая зависимость) характеристик течения от этих параметров набегающего потока — одно из важных свойств **Г. т.** Для случая *совершенного газа* это свойство равносильно независимости течения от значения  $M \gg 1$  (*закон стабилизации по числам Маха*). Другая важная особенность течений с  $M \gg 1$ ,

связанная с сильным торможением потока внутри *пограничного слоя*, — слабое влияние вязкости (температуры) невозмущенного газа на вязкость газа в пограничном слое. Поэтому в качестве характерного *Рейнольдса числа*  $Re$ , определяющего режим  $\Gamma. т.$ , принято использовать параметр  $Re_0 = \{\rho_\infty\} V\{\infty\} L / \{\mu\}_0$ , где  $\{\rho_\infty\}$ ,  $V\{\infty\}$  — плотность и скорость набегающего потока,  $L$  — характерный размер тела,  $\{\mu\}_0$  — характерное значение вязкости в пограничном слое. Для совершенного газа в качестве  $\{\mu\}_0$  удобно выбирать вязкость при *температуре торможения*.

Особые газодинамические свойства присущи случаю гиперзвукового обтекания тонких тел (см. *Тонкого тела теория*), установленных под малыми углами к направлению однородного набегающего потока ( $\{\tau\} < < 1$ ,  $M\{\infty\} > > 1$ ). Для таких течений углы наклона головной ударной волны к направлению вектора  $V\{\infty\}$  всюду малы, число Маха за волной (вне пограничного слоя) велико, а скорость газа меняется (в основном приближении) лишь в направлении, перпендикулярном  $V\{\infty\}$ . Последнее равносильно тому, что в системе координат, связанной с невозмущенным потоком, смещение частиц газа происходит лишь в плоскостях, перпендикулярных направлению движения. Течение в каждой из таких плоскостей не зависит от течения в остальных, что и составляет содержание *закона плоских сечений* из которого следует *нестационарная аналогия*. Согласно этой аналогии, обтекание тела невязким газом при  $\{\tau\} < < 1$  и  $M\{\infty\} > > 1$  сводится к нестационарной задаче расширения (сжатия) бесконечного цилиндрического поршня, находящегося в покоящемся газе. Поперечное сечение поршня в момент времени  $t = x/V\{\infty\}$ , где  $x$  — координата, отсчитываемая от вершины тела и параллельная  $V\{\infty\}$ , совпадает с поперечным сечением тела в плоскости  $x$ .

Структура течения около тонкого тела существенно нарушается, если тело затуплено. Тогда на носовой части тела  $\sin\{\tau\} \sim 1$ , и возмущения потока в этой области течения относительно велики. По этой причине вблизи поверхности тела образуется слой сильно завихренного течения с относительно большими значениями энтропии (так называемый *энтропийный слой*). Возмущения давления распространяются вниз по потоку на расстояния много большие размера затупления и определяются в основном не формой, а сопротивлением затупления. В рамках нестационарной аналогии действие затупления равносильно сильному взрыву (мгновенному выделению энергии) на поверхности поршня в начальный момент его движения (так называемая *аналогия с сильным взрывом*).

При  $\{\tau\} < < 1$  существенными особенностями обладает и структура течения в пограничном слое. Торможение гиперзвукового, внешнего потока внутри пограничного слоя вызывает значительный рост температуры и, как следствие, сильное падение плотности газа. В пределе, когда вне пограничного слоя  $M\{\infty \rightarrow \infty\}$ , весь газ протекает в «невязкой» области возмущенного потока, и внешнюю границу слоя можно считать непроницаемой поверхностью. Влияние пограничного слоя на давление аналогично при этом увеличению толщины тела на толщину пограничного слоя и может быть весьма большим. Степень возрастания давления за счёт такого влияния при  $M\{\infty\} > > 1$  и любых значениях  $\tau$  оценивается параметром  $K_2 = K^2(K_1 + 1)^2 (Re_0^{1/2} \sin^2\{\tau\})^{-1}$ . Режимы  $K_2 < < 1$ ,  $K_2 \sim 1$  и  $K_2 > > 1$  носят соответственно названия слабого, умеренного и сильного вязкого взаимодействия. При слабом влиянии разреженности газа (малых *Кнудсена числа*) и  $M\{\infty\} \approx 1$  значение  $Re_0 > > 1$ . Поэтому режимы сильного и умеренного вязкого взаимодействия ( $K_2 \approx 1$ ) реализуются лишь на тонких телах ( $\{\tau\} < < 1$ ) при условии  $M\{\infty\} > > 1$ . Важным свойством течений с сильным или умеренным вязким взаимодействием является передачи возмущений вверх по потоку через дозвуковую часть пограничного слоя на расстояния, сравнимые с длиной тела. По этой причине изменение, например, давления в кормовой части тонкого тела может существенно перестроить всё поле течения без отрыва пограничного слоя.

К *термодинамическим особенностям*  $\Gamma. т.$  относятся несовершенство газа (переменность удельных теплоёмкостей), отклонения от термодинамического равновесия и излучение газа. В частности, для воздуха при температурах  $T > 1000$  К удельной теплоёмкости уже существенно зависят от температуры, а примерно при  $T > 2000$  К — и от давления (см. *Кинетика физико-химическая*).

В случае полёта в летательном аппарате в атмосфере Земли такие температуры достигаются на его лобовой поверхности соответственно при  $M_{\infty} > 4$  и  $M_{\infty} > 8$ . Течения, в которых процессы установления в газе термодинамического равновесия не успевают за темпом изменения внешних воздействий, называются неравновесными. Предельные режимы *неравновесных течений*, когда указанные процессы практически не успевают развиваться вообще, называют замороженными. *Замороженные течения* воздуха и при больших температурах не отличаются от течений при  $T < 1000$  К, то есть соответствуют течению совершенного газа с показателем адиабаты  $\gamma = 1,4$ . На замороженные течения может оказать сильное влияние разреженность газа (см. *Разреженных газов динамика*). Эффекты неравновесности растут с уменьшением размеров тела и с увеличением высоты полёта. При движении летательного аппарата типа сферы с характерным размером  $\sim 1$  м в атмосфере Земли область неравновесных течений для скоростей  $V_{\infty} = 3—11$  км/с начинается соответственно с высот  $H \approx 40—60$  км, а область замороженных — определяется высотами  $H > 70$  км. При скоростях  $V_{\infty} > 9$  км/с все указанные термодинамические эффекты могут сопровождаться интенсивным излучением газа (см. *Радиационный тепловой поток*). Изменения термодинамических свойств газа при больших температурах могут вызывать значительные изменения аэродинамических и особенно тепловых характеристик тел.

При аэродинамическом проектировании гиперзвуковых летательных аппаратов необходимо удовлетворить широкому комплексу требований не только к его аэродинамическим, но и к тепловым характеристикам. Большое число явлений, сопровождающих полёт летательного аппарата, исключает при этом возможность полного моделирования условий натурного обтекания в аэродинамических установках. Расчётные методы исследования Г. т. приобретают, таким образом, исключительно важное значение.

*Лит.:* Черный Г. Г., Течения газа с большой сверхзвуковой скоростью, М., 1959; Хейз У. Д., Пробстин Р. Ф., Теория гиперзвуковых течений, пер. с англ., М., 1962; Лунев В. В., Гиперзвуковая аэродинамика, М., 1975.

*В. В. Михайлов.*

**гиперзвуковой прямоточный воздушно-реактивный двигатель** (ГПВРД) — *прямоточный воздушно-реактивный двигатель* со сверхзвуковой скоростью потока в камере сгорания. В отличие от прямоточного воздушно-реактивного двигателя со сгоранием топлива в дозвуковом потоке в ГПВРД воздух тормозится в меньшей степени — до скорости, превышающей скорость звука. Степень торможения определяется главным образом условиями достижения максимальной эффективности и существенно зависит от режима работы двигателя и условий полёта — *Маха числа*  $M_{\infty}$  и высоты полёта. Различают ГПВРД внутреннего и внешнего сгорания. Схематично ГПВРД внутреннего сгорания представляет собой тело с каналом переменной сечения, основные элементы которого (воздухозаборник, камера сгорания и реактивное сопло), выполняя те же функции, что и соответствующие элементы прямоточного воздушно-реактивного двигателя, имеют отличия, связанные со спецификой теплоподвода к сверхзвуковому воздушному потоку (рис. 1). Контуры ГПВРД внешнего сгорания образованы внешней поверхностью летательного аппарата и зоной теплоподвода, возникающей при подаче топлива в обтекающий летательный аппарат сверхзвуковой поток и сгорании топливовоздушной смеси (рис. 2). Сгорание смеси в ГПВРД обоих типов может происходить без сильных скачков уплотнения, переводящих сверхзвуковой поток на входе в сверхзвуковой поток меньшей скорости на выходе из зоны горения (ГПВРД с камерами постоянного сечения при малой степени теплоподвода и ГПВРД с расширяющейся камерой), или с сильными скачками уплотнения перед зоной теплоподвода (ГПВРД со стабилизацией горения на выступающих в поток плохообтекаемых телах или при любых способах стабилизации, но при большой степени теплоподвода). Предельная степень теплоподвода в камере, при которой перед ГПВРД появляется отошедшая ударная волна (или скачок уплотнения) и изменяется режим течения воздуха на входе, зависит от формы камеры сгорания (камера постоянного сечения, расширяющаяся или сужающаяся) и режима полёта. Для расширения диапазона работы ГПВРД

без отошедшей волны в сторону меньших  $M\{\{\infty\}\}$  используется либо расширяющаяся камера, либо комбинированная, состоящая из участка с постоянной площадью поперечного сечения, в котором реализуется теплоподвод с торможением потока до звуковой скорости, и расширяющегося участка, реализующего теплоподвод при  $M\{\{\geq\}\}1$ . Значительное расширение диапазона работы ГПВРД может быть достигнуто применением так называемых двухрежимных прямооточных воздушно-реактивных двигателей (ДПВРД), работающих в начальном диапазоне  $M\{\{\infty\}\}$  на режиме дозвукового горения, а при больших  $M\{\{\infty\}\}$  — на режиме сверхзвукового горения, то есть при подводе теплоты к сверхзвуковому потоку (рис. 3). Переход с одного режима на другой в зависимости от конструкции ДПВРД может происходить автоматически или в результате переключения поясов подачи топлива.

Идеальным термодинамическим циклом ГПВРД является так называемый цикл Брайтона с изменением процесса теплоподвода в зависимости от условий протекания процесса сгорания в камере — изобарический процесс в расширяющейся камере и процесс с ростом давления в камерах постоянного сечения и в сужающейся (рис. 4). Действительная работа цикла ГПВРД зависит от скорости полёта, степени и условий теплоподвода, степени торможения воздушного потока и уровня потерь в элементах двигателя.

В ГПВРД могут использоваться жидкие, твёрдые и гибридные топлива. Наибольшая эффективность (коэффициент полезного действия, тяга и т. п.) ГПВРД достигается при гиперзвуковых скоростях полёта (отсюда название). Соответственно и предполагаемая область применения ГПВРД; силовые установки гиперзвукового летательного аппарата и ракет различного назначения при полётах в атмосфере с  $M\{\{\infty\}\} > 6$ .

*Лит.:* Зуев В. С., Макарон В. С., Теория прямооточных и ракетно-прямоточных [авиационных] двигателей. М., 1971; Горение в сверхзвуковом потоке, Новоси�., 1984; Курзинер Р. И., Реактивные двигатели для больших сверхзвуковых скоростей полета. 2 изд., М., 1989.

*Р. И. Курзинер.*

Рис. 1. Схема ГПВРД внутреннего сгорания несимметричной формы: I — воздухозаборник; II — камера сгорания; III — реактивное сопло.

Рис. 2. Схема ГПВРД внешнего сгорания на летательном аппарате несимметричной формы: 1 — летательный аппарат; 2 — скачки уплотнения; 3 — подача топлива; 4 — зона горения.

Рис. 3. Схема двухрежимного прямооточный воздушно-реактивного двигателя несимметричной формы: I — камера сверхзвукового горения; II — камера дозвукового горения; 1 — скачки уплотнения; 2—5 — пояса подачи топлива в камеру на режиме сверхзвукового горения (2 и 3) и на режиме дозвукового горения (4 и 5); 6 — сечение «запирания» ( $M = 1$  на режиме дозвукового горения).

Рис. 4. Идеальные циклы ГПВРД в  $p$ — $V$ -Диаграмме (давление — удельный объём):  $H-g-\{\{\Gamma\}\}-C-H$  — цикл с камерой сгорания постоянного сечения;  $H-g-\{\{\Gamma\}\}'-C-H$  — цикл с камерой сгорания постоянного давления;  $H-g-\Gamma''-C''-H$  — цикл с сужающейся камерой сгорания.

**гиперзвуковой самолет** — самолёт, способный летать с гиперзвуковой скоростью. Диапазон скоростей и высот полёта Г. с. занимает промежуточное положение между диапазонами, освоенными сверхзвуковыми самолётами и космическими летательными аппаратами. Идеи создания Г. с. высказывались с 50-х гг. По назначению Г. с. могут быть транспортными (перевозка пассажиров и грузов на дальние расстояния), военными, а также самолетами-разгонщиками авиационных и воздушно-космических систем (первыми ступенями составных летательных аппаратов, сообщающими последующим ступеням часть требуемой скорости и другие начальные условия полёта — высоту, параллакс и др.).

Силовая установка **Г. с.** должна быть комбинированной, то есть включать в общем случае несколько типов двигателей: газотурбинные (турбореактивные двигатели, турбореактивные двигатели с форсажной камерой и т. п.) и прямоточные (прямоточный воздушно-реактивный двигатель, гиперзвуковой прямоточный воздушно-реактивный двигатель) в различных комбинациях в зависимости от типа **Г. с.** (например, с использованием турбореактивного двигателя в диапазоне Маха чисел полёта  $0 < M_{\infty} < 3$ , прямоточный воздушно-реактивный двигатель — при  $1,5 < M_{\infty} < 4—6$ , гиперзвуковой прямоточный воздушно-реактивный двигатель — при  $M_{\infty} > 4—6$ ). Аэродинамическая схема **Г. с.** должна обеспечивать высокие аэродинамические характеристики, прежде всего при гиперзвуковых скоростях полёта (несущий корпус, крыло малого удлинения и т. д.). Для **Г. с.** характерна высокая степень интеграции планёра и силовой установки, например, использование носовой части фюзеляжа как элемента воздухозаборника, а хвостовой части — как элемента сопла. В качестве топлива для воздушно-реактивного двигателя **Г. с.**, как правило, рассматривается жидкий водород (реже — другие *криогенные топлива*), иногда в комбинации с керосином.

В зависимости от сочетания максимальной степени *аэродинамического нагрева* и его продолжительности конструкция **Г. с.** может быть теплоизолированной, горячей (см. *Горячая конструкция*), активно охлаждаемой (см. *Охлаждаемая конструкция*) или их комбинацией. Важнейшее требование к ней — обеспечение приемлемых весовых характеристик при высокой надёжности и технологичности.

*В. В. Скипенко.*

**гиподинамия** (от греческого  $\mu\upsilon\rho\{\{\acute{o}\}\}$  — под, ниже и  $d\{\{\acute{u}\}\}n\mu\sigma\{\{\acute{s}\}\}$  — сила) — ограничение двигательной активности человека при снижении силовой нагрузки (в отличие от гипокинезии, наблюдающейся при уменьшении двигательной активности в ограниченном пространстве). **Г.** характеризуется общим ослаблением организма, понижением физической выносливости, уменьшением мышечной силы, снижением объёма циркулирующей в организме крови. Некоторые проявления гиподинамического синдрома сходны с симптомами, возникающими при длительном пребывании в невесомости, поэтому **Г.** используется в авиационно-космической медицине в качестве модели невесомости для изучения некоторых психофизиологических реакций организма в условиях длительного космического полёта. В меньшей степени гиподинамические явления могут проявляться у лётного состава, в основном при ограничении физической активности.

**гипоксия** (от греческого  $\mu\upsilon\rho\{\{\acute{o}\}\}$  — под, ниже и латинского *oxxygenium* — кислород), **кислородное голодание**, **кислородная недостаточность**, — пониженное содержание кислорода в тканях организма.

Различают патологические и физиологические формы **Г. К** первой относят гипоксические состояния, возникшие как следствие заболеваний, ко второй — **Г.**, развившуюся у здоровых людей при несоответствии количества доставленного к тканям кислорода его потреблению (при интенсивной мышечной работе), а также под влиянием пониженного парциального давления кислорода в газовой среде (например, при пребывании на высоте) или при действии внешних факторов, нарушающих кровообращение (при *перегрузках*, избыточном внутрилёгочном давлении).

**гировертикаль** — гироскопический прибор, определяющий углы *крена* и *тангажа* летательного аппарата относительно местной вертикали. В **Г.** используются трёхстепенные астатические гироскопы с маятниковой коррекцией. Разновидностью **Г.** является *авиагоризонт*.

Погрешности **Г.** зависят от скорости коррекции и остаточного уровня возмущающих моментов в опорах так называемого карданова подвеса. Для уменьшения влияния длительно действующих ускорений на точность выдерживания вертикали применяют выключатели коррекции.

**гироскомпас** — указатель направления истинного (географического) меридиана, предназначенный

для определения курса летательного аппарата, а также азимута (пеленга) ориентируемого направления. Преимущества Г. по сравнению с магнитным *компасом*: указывает направление географического, а не магнитного меридиана; на показания меньше влияют перемещающиеся металлические массы и электромагнитные поля; выше точность. Принцип действия Г. основан на использовании свойств *гироскопа* и суточного вращения Земли.

**гироскоп** (от греческого  $\gamma\upsilon\gamma\{\{\acute{\epsilon}\}\}u\{\{\bar{\omicron}\}\}$  — кружусь, вращаю и *σκοπεο* — смотрю, наблюдаю) — устройство для измерения параметров углового движения. Широко используется в *инерциальных системах навигации, автопилотах, гироскопах, гировертикалях* и других приборах и системах летательного аппарата. Различают так называемые классические Г., лазерные, вибрационные.

Принцип действия классического Г. основан на стремлении быстровращающегося ротора сохранять направление оси вращения в пространстве. Ротор устанавливается в рамках (кольцах) карданова подвеса (рис. 1), позволяющего оси ротора занимать любое положение. Если к какой-либо оси Г. прикладывается внешний момент, то возникает прецессия (движение) Г. с постоянной угловой скоростью. В момент окончания действия внешней силы происходит мгновенное прекращение прецессии. Указанными свойствами обладают астатические трёхстепенные свободные Г. (центр тяжести ротора совпадает с точкой пересечения осей карданова подвеса), динамически настраиваемые Г., а также Г., работающие на новых принципах (электростатические, электромагнитные, криогенные).

У двухстепенных Г. ротор закреплён в одной рамке. При вращении основания (платформы) такого Г. возникает гироскопический момент, стремящийся кратчайшим путём установить ось ротора параллельно оси, относительно которой вращается основание. Двухстепенные Г. используются в указателях поворота и некоторых гиросtabilизаторах.

В лазерном Г. (рис. 2) применяется оптический квантовый генератор и имеется плоский замкнутый контур (образован тремя и более зеркалами), где циркулируют два встречных световых потока (луча), частоты которых из-за эффекта Доплера различны. Разность этих частот пропорциональна угловой скорости основания.

Вибрационные Г. в качестве чувствительного элемента содержат вибрирующие массы (например, ротор с упругим подвесом или упругие пластины); служат для определения угловой скорости.

*В. В. Тимофеев.*

Рис. 1. Трёхстепенной гироскоп в кардановом подвесе: 1 — внутренняя рамка; 2 — наружная рамка; 3 — ротор.

Рис. 2. Схема лазерного гироскопа: 1 — активная среда; 2 — блоки питания; 3 — измеритель; А, В, С — зеркала.

**гироскопическая нагрузка** — нагрузка, возникающая из-за взаимодействия вращения элемента какой-либо системы летательного аппарата с вращением летательного аппарата как целого. Наибольшие Г. н. наблюдаются в силовой установке летательного аппарата, и их необходимо учитывать в инженерных расчётах. Численно Г. н. характеризуется гироскопическим моментом  $M$ . У самолёта максимальная Г. н. возникают обычно при его вращении относительно поперечной оси (манёвр в вертикальной плоскости). В этом случае  $M = J_x\{\{\omega\}\}_x\{\{\Omega\}\}_z$ , где  $J_x$ , и  $\{\{\omega\}\}_x$  — соответственно момент инерции и угловая скорость элемента силовой установки (например, воздушного винта, ротора газотурбинного двигателя) относительно продольной оси самолёта,  $\{\{\Omega\}\}_z$  — угловая скорость самолёта относительно его поперечной оси.

**гиросtabilизация** — поддержание с помощью гироскопов и гироскопических устройств параметров углового движения элементов системы управления летательным аппаратом и самих летательных аппаратов в условиях возмущений. Различают Г. силовую, индикаторную и индикаторно-силовую. **Силовая Г.** заключается в парировании внешних возмущающих моментов,

действующих на стабилизируемый элемент (платформу) прибора или системы, гироскопическими моментами, возникающими в результате прецессии гироскопов. (Возможен также вариант бесплатформных навигационных систем, в которых чувствительные элементы, в том числе и гироскопы, устанавливаются непосредственно на борт летательного аппарата, а сам летательный аппарат играет роль стабилизирующей платформы). В основе **индикаторной Г.** лежит использование гироскопов в качестве измерителей рассогласования между заданным и действительным положениями стабилизируемого элемента; парирование возмущений осуществляется исполнительными органами следящих систем. **Индикаторно-силовая Г.** включает элементы силовой и индикаторной стабилизации. Г. используется в системах ориентации, самонаведения, прицельно-навигационных системах, инерциальных навигационных системах и инерциальных системах управления. Г. достигается с помощью различных устройств. Например, в системах самонаведения Г. осуществляется гироскопическими приводами головок самонаведения, в инерциальных навигационных системах — трехосными гироплатформами, в инерциальных системах управления — либо трёхосными гироплатформами, либо блоком астатических гироскопов.

*Лит:* Гироскопические системы, ч. 1, М., 1971; **Неусыпин А. К.**, Гироскопические приводы, М., 1978.

*А. К. Неусыпин.*

**Рис. 1.** Зависимость  $c_y$  от  $\alpha$  при прямом (1) и обратном (2) изменениях  $\{\alpha\}$  при различных значениях  $Re$   $a$  —  $Re = 1,08 \cdot 10^6$ ;  $b$  —  $Re = 2,36 \cdot 10^6$ ;  $c$  —  $Re = 3,46 \cdot 10^6$ ;  $d$  —  $Re = 4,28 \cdot 10^6$ ;  $c_{y\max}$  — максимальное значение  $c_y$  при обратном ходе.

**Рис. 2.** Экспериментальные зависимости (модель самолёта с крылом большого удлинения)  $c_y$  и аэродинамического коэффициента момента тангажа  $m_{\omega_x}$ , и приведённой скорости тангажа  $\{\omega\}_x$ , [в данном случае  $\{\omega\}_x = \{\alpha\} = (d\{\alpha\}/dt)(b_A/V_{\infty})$ ] от  $\{\alpha\}$  для колеблющегося крыла (прямой ход — голубые кривые, обратный — чёрные кривые) и крыла в стационарном режиме (красные кривые);  $b_A$  — средняя аэродинамическая хорда.  $V_{\infty}$  — скорость полета.

**гистерезис** (от греческого  $hysteresis$  — отставание, запаздывание) — 1) Г. в **аэродинамике** — неоднозначность структуры поля течения и, следовательно, **аэродинамических характеристик** обтекаемого тела при одних и тех же значениях кинематических параметров, но при различных направлениях их изменения (например, при увеличении или уменьшении угла атаки  $\{\alpha\}$ , *Маха числа*). Г. проявляется в большей или меньшей степени в зависимости от *Рейнольдса числа*  $Re$ , формы *профиля крыла*, его *относительной толщины*  $\{c\}$  и т. п. и связан в основном с неоднозначностью структуры обтекающего потока при равных значениях, но разных направлениях изменения параметра — увеличения (прямой ход) или уменьшения (обратный ход).

Впервые аэродинамический Г. описан в 1931 английским исследователем Э. М. Джейкобсом (Jacobs) при анализе экспериментальной зависимости коэффициента подъёмной силы  $c_y$  (см. *Аэродинамические коэффициенты*) профиля от угла атаки. Дальнейшие экспериментальные исследования показали, что при ламинарном обтекании крыла большого удлинения ( $\{\lambda\} \geq 5,0$ ) гистерезисные петли могут возникать при сравнительно малых значениях  $Re \leq 0,22 \cdot 10^6$ . Это особенно заметно у толстых крыльев ( $\{c\} = 18—24\%$ ), у которых наблюдается срыв потока с носовой части. Диапазон значений  $\{\alpha\}$ , соответствующий неоднозначной структуре обтекания крыла, расширяется с увеличением относительной толщины профиля. При значениях  $Re > 0,8 \cdot 10^6$  такой тип отрыва потока исчезает в связи с *переходом ламинарного течения в турбулентное*. На **рис. 1** приведены результаты испытаний крыла с удлинением  $\{\lambda\} = 5,0$  в аэродинамической трубе. В области критических углов атаки происходит резкое уменьшение  $c_y$ . При  $Re = 1 \cdot 10^6$  Г. отсутствует; при  $Re > 2 \cdot 10^6$  отчётливо видна гистерезисная петля, причём расхождение значений  $c_y$  при заданном  $\alpha$  при прямом и обратном ходах увеличивается с увеличением значения  $Re$ .

При неустановившемся движении летательного аппарата в зависимости от аэродинамических сил и моментов проявляется так называемый динамический Г. Например, такой Г. имеет место при колебаниях угла атаки профиля (или крыла) около значений  $\{\{\alpha\}\}_{\text{отр}}$  или  $\{\{\alpha\}\}_1$ , соответствующих отрыву потока или началу разрушения устойчивой вихревой структуры над несущей поверхностью (см. *Крыла теория*) при стационарном обтекании (рис. 2). При этом с ростом скорости тангажа  $\{\{\omega\}\}_z$ , и увеличением заброса угла атаки  $\{\{\alpha\}\}_{\text{забр}}$  при  $\{\{\alpha\}\}_{\text{забр}} > \{\{\alpha\}\}_{\text{отр}}$  или  $\{\{\alpha\}\}_1$  происходит существенное расширение гистерезисных петель в зависимостях интегральных аэродинамических характеристик от угла атаки. Это связано со смещением на большие углы атаки режима безотрывного обтекания при положительном значении  $\{\{\omega\}\}_z$ , а также с видоизменением отрывного течения на профиле или крыле большого удлинения и трансформацией вихревой структуры для треугольного крыла или крыла с наплывом на больших углах атаки при неустановившемся движении.

2) Г. в системе управления — неоднозначность зависимости выходного перемещения системы управления от входного сигнала при его медленном изменении в прямом и обратном направлениях. Обычными причинами Г. являются люфты, трение и упругие деформации в элементах системы управления, зоны нечувствительности в рулевых машинках и рулевых приводах. Г., как правило, приводит к ухудшению характеристик устойчивости и управляемости летательного аппарата и может явиться причиной его автоколебаний. Допустимые размеры Г. определяются требованиями к точности пилотирования летательного аппарата.

Ю. Г. Живов, Г. И. Столяров.

**Гласс** Теодор Генрихович (1903—1940) — советский, учёный в области аэродинамики, профессор (1937). Окончил Московский государственный университет (1930). Работал в Центральном аэрогидродинамическом институте (1926—1940). Автор раздела «Распределение аэродинамической нагрузки по крылу» в Нормах прочности самолётов (1937). Основные работы по изучению профильного сопротивления крыльев и созданию серий профилей с высокими аэродинамическими характеристиками. Портрет смотри на стр. 171.

Т. Г. Гласс.

**Глауэрт** (Glauert) Герман (1892—1934) — английский учёный в области аэродинамики, устойчивости и управляемости летательного аппарата. Член Лондонского королевского общества (с 1931). Окончил Кембриджский университет. С 1916 на Королевском самолётостроительном заводе (ныне *Королевский авиационный научно-исследовательский институт*). Один из создателей вихревых теорий крыла конечного размаха при малых скоростях (*Прандтля — Глауэрта теория*) и воздушного винта, разработал линеаризованную теорию профиля в дозвуковом потоке (правило Прандтля — Глауэрта).

Соч.: Основы теории крыльев и винта, пер. с англ., М.—Л., 1931.

**Глинка** Дмитрий Борисович (1917—1979) — советский лётчик, полковник, дважды Герой Советского Союза (дважды 1943). В Советской Армии с 1937. Окончил военную авиационную школу (1939), Военно-воздушную академию (1951; ныне имени Ю. А. Гагарина). Участник Великой Отечественной войны. В ходе войны был командиром звена, начальником воздушно-стрелковой службы истребительного авиаполка. Совершил около 300 боевых вылетов, сбил 50 самолётов противника. После войны командир полка, заместитель командира истребительной авиадивизии. Депутат Верховного Совета СССР в 1946—1950. Награждён орденом Ленина, 5 орденами Красного Знамени, орденами Александра Невского, Отечественной войны 1-й степени, 2 орденами Красной Звезды, медалями. Бронзовый бюст в г. Кривом Роге.

Лит.: Герои битвы за Кавказ, Цхинвали, 1975.

Д. Б. Глинка.

**глиссада** (французское *glissade*, буквально — скольжение) — 1) прямолинейная траектория движения летательного аппарата под углом к горизонтальной плоскости.

2) Прямолинейная траектория, по которой должно осуществляться снижение самолёта в процессе *захода на посадку*. Номинальное значение угла наклона *Г.* к горизонтальной плоскости составляет 0,046 рад, в исключительных случаях угол наклона *Г.* может достигать до 0,087 рад. На аэродромах *Г.* задаётся при помощи глиссадного (ГРМ) и курсового (КРМ) радиомаяков, входящих в состав аэродромного оборудования. *Г.* образуется пересечением в пространстве двух равносигнальных зон ГРМ и КРМ. Высота равносигнальной зоны ГРМ над торцом взлётно-посадочной полосы составляет 15 м. Движение самолёта по *Г.* начинается на высоте 200—400 м и заканчивается манёвром выравнивания или *уходом на второй круг*, если отклонение от *Г.* превысило допустимое.

**глиссирование гидросамолёта** — скольжение гидросамолёта по воде при разбеге перед отрывом или при пробеге после приводнения, когда скорость движения достаточно велика. При *Г.г.* и смачиваемая поверхность корпуса гидросамолёта, и возмущение воды, вызванное движением гидросамолёта, существенно меньше, чем при «нормальном» плавании с той же скоростью; соответственно уменьшаются и затраты энергии на преодоление сопротивления воды движению летательного аппарата. Подъёмная сила гидросамолёта, позволяющая реализовать режим глиссирования, является суммой аэродинамической подъёмной силы крыла и динамической реакции воды. Чтобы обеспечить *Г.г.*, днище гидросамолёта выполняется (см. рис.) с *реданом* и *скулами*. Такая форма днища способствует срыву струй на режиме глиссирования, вследствие чего уменьшаются смачиваемая поверхность корпуса и сила трения о воду. Для уменьшения ударных нагрузок при глиссировании по беспокойной воде днищу гидросамолёта придаётся некоторая поперечная килеватость.

Схема днища гидросамолёта: *а* — плоское днище; *б* — днище с килеватостью; 1 — редан; 2 — скула.

**«Глостер»** (Gloster Aircraft Co., Ltd) — самолётостроительная фирма Великобритании. Основана в 1915, в 1934 стала дочерней компанией фирмы «Хокер», вместе с которой в 1935 вошла в состав концерна «Хокер Сидли». В 1963 утратила статус компании и название. До Второй мировой войны выпускала главным образом истребители-бипланы, в том числе «Гриб» (первый полёт в 1923), «Геймкок» (1924), «Гонтлет» (1933), «Гладиатор» (1934, выпущено 747). В 1941 построила первый реактивный самолёт Великобритании E.28/39 (см. рис.). В 1943 создала реактивный истребитель «Метеор» (на вооружении военно-воздушных сил Великобритании с 1944, построено 3550, см. рис. в таблице XIX). В 1951 создала всепогодный реактивный истребитель «Джевлин» (выпущено около 400, см. рис. в таблице XXXI). Основные данные некоторых самолётов фирмы приведены в таблице.

Табл. — Истребители фирмы «Глостер»

Основные данные	«Гладиатор» II	«Метеор» F.Mk.4	«Джевлин» F(AW).4
Первый полёт, год	1938	1945	1955
Число и тип двигателей	1 ПД	2 ТРД	2 ТРД
Мощность	626	-	-

двигателя, кВт			
Тяга двигателя, кН	-	15,6	59,6
Длина самолёта, м	8,36	13,6	17,3
Высота самолёта, н	3,16	3,96	4,88
Размах крыла, м	9,83	11,33	15,85
Площадь крыла, м <sup>2</sup>	30	32,51	87,5
Взлётная масса, т:			
нормальная	-	6,88	15,9
максимальная	2,16	8,48	19,47
Масса пустого самолёта, т	1,56	4,56	-
Боевая нагрузка, т	-	1,24	1,8
Максимальная дальность полета, км	660	1610	1500
Максимальная скорость полёта, км/ч	400	940	1000
Потолок, м	10000	14335	15000
Экипаж, чел.	1	1	1

Вооружение	4 пулемё та	4 пушки (20 мм); НАР	4 пушки (30 мм):НА Р, 4 УР

**Глушко** Валентин Петрович (1908—1989) — советский учёный в области ракетно-космической техники, один из основателей советской космонавтики, академик АН СССР (1958; член-корреспондент с 1953), дважды Герой Социалистического Труда (1956, 1961). После окончания Ленинградского университета (1929) работал в Газодинамической лаборатории (1929—1933), Реактивном научно-исследовательском институте (1934—1938). Был необоснованно репрессирован и в 1937—1944 находился в заключении, работая в особом КБ НКВД по созданию жидкостного ракетного двигателя. С 1941 главный конструктор, с 1974 генеральный конструктор. Создал ряд экспериментальных жидкостных ракетных двигателей, которые устанавливались на самолётах Пе-2, Ла-7, Як-3, Су-6, а также жидкостный ракетный двигатель для ракет различного назначения. Основные работы посвящены теоретическим и экспериментальным исследованиям по важнейшим вопросам создания и развития жидкостных ракетных двигателей и космических аппаратов. Руководитель разработки ракетно-космической системы «Энергия» — «Буран». Депутат Верховного Совета СССР с 1966. Золотая медаль имени К. Э. Циолковского АН СССР (1958), диплом имени П. Тиссандье (ФАИ). Ленинская премия (1957), Государственная премия СССР (1967, 1984). Награждён 5 орденами Ленина, орденами Октябрьской Революции, Трудового Красного Знамена, медалями. Бронзовый бюст в Одессе.

**Соч.:** Путь в ракетной технике, Избранные труды 1924—1946, М., 1977.

**Лит.:** Романов А. П., Губарев В. С., Конструкторы, М., 1989.

**В. П. Глушко.**

**Годар** (Godard) Эжен (1827—1990) — французский воздухоплаватель и конструктор аэростатов. Совершил свыше 2500 полётов на свободных аэростатах, для наполнения которых использовались светильный газ, водород и тёплый воздух. Разрабатывал и строил аэростаты с 1846. В 1863 построил водородный аэростат объёмом 6000 м<sup>3</sup> («Гигант») для полёта 40 человек. В том же году построил самый большой для того времени аэростат объёмом 14 тысяч м<sup>3</sup>. Во время осады Парижа немцами (1870—1871) совместно с братом Луи (1829—1885) и механиком Г. Ионом открыл мастерскую для постройки свободных аэростатов, использовавшихся для воздушной связи Парижа со свободной территорией Франции. За 4 месяца осады было построено 64 аэростата. В дальнейшем братья Годар совместно с Ионом руководили мастерскими по изготовлению аэростатов для французской армии. В 1875 Г. на свободном аэростате впервые перелетел через Пиренейские горы из Франции в Испанию.

**годографа метод** (от греческого  $\text{hod}\{\{\acute{o}\}\}s$  — путь, движение, направление и  $\text{gr}\{\{\acute{a}\}\}rho$  — пишу) в **аэродинамике** — метод исследования и расчёта плоских *безвихревых течений* сжимаемого газа, основанный на том, что система уравнений для *потенциала скорости*  $\{\{\phi\}\}$  и *функции тока*  $\{\{\psi\}\}$ , нелинейная в физической плоскости  $(x, y)$ , становится линейной при переходе к плоскости переменных  $(u, v)$  — плоскости годографа скорости (здесь  $u, v$  — проекции вектора скорости на оси  $x, y$  прямоугольной системы координат). Это возможно ввиду того, что коэффициент исходных уравнений зависят лишь от скорости. Основы метода, использующего преобразование в плоскость годографа, даны *С. А. Чаплыгиным* в 1902. Система линейных уравнений для  $\{\{\phi\}\}$  и  $\{\{\psi\}\}$

преобразуется к каноническому виду (Л. С. Лейбензон, 1935):

{{формула}}

где

{{формула}}

{{формула}}

{{ $\alpha$ }} — критическая скорость; {{ $\gamma$ }} — показатель адиабаты.

Представление течения уравнениями в плоскости годографа особенно удобно в задачах с относительно простыми граничными условиями. Такие условия имеют место для течений, на границах которых либо направление скорости, либо её модуль сохраняют постоянное значение; это позволяет сразу построить область течения в плоскости годографа. К этому классу задач относится, например, задача об истечении газовой струи (см. рис.), для которой точное решение уравнений в плоскости годографа строится в виде ряда по совокупности частных решений, найденных методом разделения переменных.

Однако в общем случае расчёт обтекания тел связан с принципиальными трудностями, поскольку точные граничные условия в плоскости годографа неизвестны. В связи с этим широко применяется следующий приближённый метод: в канонических уравнениях коэффициент  $K$  принимается равным единице, что выполняется с той или иной степенью точности для произвольного газа при скоростях, не слишком близких к скорости звука, и строго — для так называемого газа Чаплыгина (газа с линейной связью между давлением и удельным объёмом, то есть с {{ $\gamma$ }} = -1). В результате эти уравнения приводятся к так называемым уравнениям Коши — Римана для действительной и мнимой частей аналитической функции комплексного переменного. На основе такого подхода с помощью метода конформных преобразований удаётся решить задачу о циркуляции обтекании профиля дозвуковым потоком газа. Кроме того, разработан ряд приближённых методов учёта влияния сжимаемости газа на распределение давления по профилю в дозвуковом потоке, не требующих полного решения задачи, а использующих данные о распределении давления в потоке *несжимаемой жидкости* (методы С. А. Христиановича, Кармана — Тзяна и др.). Они позволяют вводить поправку на сжимаемость в несколько более широких диапазонах *углов атаки, относительных толщин* профиля и *Маха чисел*, чем линейная *Прандтля — Глауэрта теория*.

При околосзвуковом обтекании тонкого профиля линейные уравнения в плоскости годографа дополнительно упрощаются в рамках теории малых возмущений и сводятся к так называемому уравнению Трикоми (итальянский математик, F. Tricomi), которое описывает течение с местными сверхзвуковыми зонами.

*Лит.:* Чаплыгин С. А., Собр. соч., т. 2, М.—Л., 1948; Гудерлей К. Г., Теория околосзвуковых течений, пер. с нем., М., 1980; Седов Л. И., Плоские задачи гидродинамики и аэродинамики, 3 изд., М., 1980; Лойцянский Л. Г., Механика жидкости и газа, 6 изд., М., 1987.

В. Н. Голубкин.

Истечение струи в свободное пространство (а) и соответствующая картина в плоскости годографа (б): АВ — стенка; 1 — ось струи; 2 — годографы скоростей для различных линий тока; 3 — линия тока на границе струи; 4 — линия, на которой скорость частиц равна скорости звука.

**Годунов** Константин Дмитриевич (1892—1965) — советский воздухоплаватель, конструктор аэростатов. В 1911—1914 учился в Петербургском политехническом институте. Участник Первой мировой войны. Окончил Академию Воздушного Флота имени профессора Н. Е. Жуковского (1925; ныне Военно-воздушная инженерная академия имени профессора Н. Е. Жуковского). Работал в Высшей военной воздухоплавательной школе Военно-воздушных сил (в Ленинграде),

Военно-воздушной инженерной академии имени профессора Н. Е. Жуковского и научно-исследовательском институте военно-воздушных сил. В 1932—1933 возглавлял ОКБ резиновой промышленности по постройке стратостата «СССР-1» (конструктор оболочки стратостата), 30 сентября 1933 совершил полёт на этом стратостате совместно с *Г. А. Прокофьевым* и *Э. К. Бирнбаумом* (достигнута высота 19 км). Разработал ряд привязных и свободных аэростатов и летал на них. Аэростаты заграждения конструкции Г. применялись в противовоздушной обороне во время Великой Отечественной войны. Награждён орденами Ленина, Трудового Красного Знамени.

**Голованов** Александр Евгеньевич (1904—1975) — советский военачальник, главный маршал авиации (1944). В Советской Армии с 1919. Окончил лётную школу при Центральном аэрогидродинамическом институте (1932), Высшую военную академию (1950; позже Военная академия Генштаба Вооруженных Сил СССР). Участник Гражданской войны, боёв в районе р. Халхин-Гол, советско-финляндской войны. В ходе Великой Отечественной войны был командиром дальней бомбардировочной авиационной дивизии, командующим авиацией дальнего действия, командующим воздушной армией. После войны на командных должностях в Военно-воздушных силах. Депутат Верховного Совета СССР в 1946—1950. Награждён 2 орденами Ленина, 3 орденами Красного Знамени, 3 орденами Суворова 1-й степени, орденом Красной Звезды, медалями, а также иностранными орденами.

*Лит.:* **Идашкин Ю. В.**, Небо его мечты, М., 1986.

**Головачев** Павел Яковлевич (1917—1972) — советский лётчик, генерал-майор авиации (1957), дважды Герой Советского Союза (1943, 1945). В советской Армии с 1938. Окончил Одесскую военную авиационную школу (1940), Военно-воздушная академия (1951; ныне имени Ю. А. Гагарина), Военную академию Генштаба Вооруженных Сил СССР (1959). Участник Великой Отечественной войны. В ходе войны был лётчиком, командиром звена, командиром эскадрильи истребительного авиаполка. Совершил свыше 450 боевых вылетов, сбил 26 самолётов противника. После войны на командных должностях в Военно-воздушных силах. Награждён 2 орденами Ленина, 6 орденами Красного Знамени, орденом Отечественной войны 1-й степени, 2 орденами Красной Звезды, медалями. Бронзовый бюст в деревне Кошелево Гомельской области.

**П. Я. Головачёв.**

**Головин** Павел Георгиевич (1909—1940) — советский полярный лётчик, полковник, Герой Советского Союза (1937). Окончил лётную школу Осоавиахима в Тушине (1930), работал в ней инструктором. С 1934 в полярной авиации. Участвовал в ледовой разведке и проводке судов в Арктике, в высадке первой советской полярной экспедиции И. Д. Папанина (5 мая 1937 экипаж Г. на самолёте АНТ-7 при выполнении ледовой разведки первым из лётной группы пролетел над Северным полюсом), в поисках пропавшего самолёта *С. А. Леваневского* (1937—1938). С 1939 на испытательной работе. Погиб при испытании самолёта. Награждён орденами Ленина, Красного Знамени, Красной Звезды, медалью.

**П. Г. Головин.**

**головка самонаведения** (ГСН) — автоматическое измерительное устройство, устанавливаемое на самонаводящихся ракетах и предназначенное для выделения цели на окружающем фоне и измерения параметров относительного движения ракеты и цели, используемых для формирования команд управления ракетой.

ГСН воспринимают энергию, излучённую или отражённую целью. Могут использоваться различные виды излучения: радиоизлучение, оптическое (в том числе тепловое), акустическое. В зависимости от местоположения источника энергии различают пассивные, полуактивные и активные ГСН.

**Пассивные** ГСН воспринимают излучение, создаваемое целью. Это могут быть сигналы

работающих радиолокационных станций противника или передатчиков помех, а также оптическое излучение цели в инфракрасном и видимом диапазонах спектра, которое используется тепловыми и телевизионными ГСН. С конца 70-х гг. начали развиваться радиометрические пассивные ГСН, воспринимающие электромагнитное излучение цели в миллиметровом диапазоне волн вследствие теплового контраста цели с окружающим фоном. Полуактивные ГСН принимают сигнал, отражённый от цели при облучении её источником подсвета, находящимся вне ракеты, — на самолете-носителе или пункте наведения. **Активные** ГСН облучают цель с помощью передатчика, который входит в их состав, а также принимают отражённый сигнал. Полуактивные и активные ГСН строятся с использованием радиолокационного и оптического когерентного (лазерного) излучения.

Для повышения точности и помехоустойчивости в ГСН могут сочетаться различные принципы работы в зависимости от воспринимаемой энергии излучения цели и приёмники различных диапазонов электромагнитного излучения. ГСН могут быть полуактивно-активными, активно-радиометрическими, теплорадиолокационными и др. ГСН принимает данные целеуказания, производит поиск цели по координатам, анализирует принимаемый сигнал, селекционирует цель на фоне естественных и организованных помех, осуществляет захват цели и автоматическое сопровождение её по координатам.

Основные тактико-технические характеристики ГСН являются: дальность захвата цели в свободном пространстве и на фоне естественных помех (подстилающей поверхности, облачного фона); измеряемые координаты, диапазон их возможных изменений; точность автоматического сопровождения, в том числе при подлёте к цели; разрешающая способность, или возможность выделения одной цели из состава плотной группы; устойчивость к организованному противодействию противника (помехоустойчивость), характеризующая вероятностью захвата и точностью сопровождения цели и в конечном счёте вероятностью её поражения; массо-габаритные и энергетические показатели, определяющие использование ГСН на ракете.

ГСН обычно размещается в головном отсеке ракеты. Её антенная система находится под обтекателем аэродинамической формы, который прозрачен для рабочего диапазона волн ГСН. Различие используемых диапазонов электромагнитных волн и методов обработки принимаемых сигналов определяет большое разнообразие принципов построения ГСН, но в их составе можно выделить функциональные узлы: обтекатель 1 (см. рис.); фокусирующую или антенную систему 2; чувствительный элемент или приёмник энергии; приемное устройство 5, осуществляющее усиление и оптимальную первичную фильтрацию сигнала; анализатор 6 структуры принятого сигнала по амплитудному и спектральному составу; обнаружитель 10 цели-устройства 9 автоматического сопровождения цели по дальности или скорости сближения с нею; систему 4 автоматического сопровождения цели по углам и привод 3 антенны; вычислительные и логические устройства 12 принимающие решение о захвате цели обеспечивающие помехозащищённость и осуществляющие обмен (11) информацией с системой наведения ракеты; антенну 8 и приёмное устройство 7 опорного (хвостового) канала в полуактивных радиолокационных ГСН или приёмник радиокомандной линии при комбинированном наведении ракеты; передающее устройство 13 в активных ГСН.

Повышение тактико-технических требований и усложнение условий работы обуславливают применение в современной ГСН новейших достижений микроэлектроники, использование всё более сложных структур излучаемых сигналов (импульсных, непрерывных, квазинепрерывных, сигналов с внутренними модуляциями) и совершенствование их обработки с применением цифровых методов на основе микропроцессоров.

*А. С. Сеницын.*

**Структурная схема головки самонаведения.**

**Голубев** Виктор Максимович (1915—1945) — советский лётчик, майор, дважды Герой Советского

Союза (1942. 1943). В Красной Армии с 1936. Окончил Харьковскую военную авиационную школу (1939). Участник Великой Отечественной войны. В ходе войны был лётчиком, командиром звена, командиром эскадрильи, штурманом штурмового авиаполка. Совершил свыше 260 боевых вылетов. В 1943 направлен в Военно-воздушную академию Рабоче-крестьянской Красной Армии имени профессора Н. Е. Жуковского (ныне Военно-воздушная инженерная академия имени профессора Н. Е. Жуковского). Погиб при выполнении учебного полёта. Награждён орденом Ленина, 2 орденами Красного Знамени, орденами Отечественной войны 2-й степени, Красной Звезды, медалями. Бронзовый бюст в Санкт-Петербурге.

Лит.: **Иванов Ф. П., Силаков А. С.**, Подвиг бессмертен, М., 1958.

### **В. М. Голубев.**

**Голубев** Владимир Васильевич (1884—1954) — советский учёный в области математики и механики, генерал-майор инженерно-авиационной службы (1944), член-корреспондент АН СССР (1934), заслуженный деятель науки и техники РСФСР (1942). Окончил Московский университет (1908). С 1917 профессор Саратовского университета, с 1930 сотрудник Центрального аэрогидродинамического института и профессор Московского университета, начальник кафедры Военно-воздушной академии Рабоче-крестьянской Красной Армии имени профессора Н. Е. Жуковского (ныне Военно-воздушная инженерная академия имени профессора Н. Е. Жуковского). Основные труды в области теории функций комплексного переменного и аэромеханики (теория механизированного крыла, крыла конечного размаха, машущего крыла). Популяризатор трудов Н. Е. Жуковского и С. А. Чаплыгина, автор ряда монографий по истории авиационной науки. Награждён орденами Ленина, Трудового Красного Знамени, 4 орденами Красной Звезды, медалями.

### **В. В. Голышев.**

**Голышев** Георгий Иванович (1915—1985) — советский воздухоплаватель, организатор аэрологических исследований с использованием аэростатов, радиолокационных средств, ракетного зондирования и метеоспутников, доктор технических наук (1972). Окончил Московскую воздухоплавательную школу ГВФ и лётную школу Осоавиахима (1938). На свободных аэростатах летал в 1933—1945. В 1938 вместе с *А. А. Фоминым* и *А. Ф. Крикуном* совершил подъём на субстратостате с планёром, отцепленным на высоте 5100 м. 8 февраля 1941 вместе с Фоминым на субстратостате ВР-79 объёмом 2650 м<sup>3</sup> совершил подъём в открытой гондоле на высоте, около 11 км, превысив мировой рекорд для аэростатов этого типа, 11 августа 1945 вместе с *П. П. Полосухиным* на аэростате с открытой гондолой достиг высоты 11456 м<sup>3</sup>. В 1941—1960 и 1970—1980 директор Центра аэрологических обсерватории. В 1963—1970 первый заместитель начальника Главного управления Гидрометеослужбы при Совете Министров СССР. Ленинская премия (1970), Государственная премия СССР (1948). Награждён 2 орденами Трудового Красного Знамени, орденом «Знак Почёта», медалями.

### **Г. И. Голышев.**

**«Гольфстрим Аэроспейс»**, **«Галфстрим аэроспейс»** (Gulfstream Aerospace), — самолетостроительная фирма США. Основана в 1978 под названием «Гольфстрим американ» (Gulfstream American) для производства лёгкого пассажирского самолёта «Гольфстрим» I (право на производство было куплено у фирмы «Грумман»). Современное название с 1982. С 1985 — дочерняя фирма концерна «Крайслер» (Chrysler). Занимается разработкой и серийным производством административных самолётов. До 1988 выпускала административные самолёты «Гольфстрим» III (первый полёт в 1979, до 19 пассажиров, дальность полёта до 7500 км).

С 1988 фирма выпускает самолёт «Гольфстрим» IV (см. рис., первый полёт 1985) — развитие самолёта «Гольфстрим» III. Силовая установка состоит из двух турбореактивных двухконтурных двигателей тягой по 55,2 кН. Максимальная взлётная масса 32,5 т, запас топлива 16540 л.

Максимальная крейсерская скорость 960 км/ч, потолок 13720 м, дальность полёта 7970 км (8 пассажиров, резервы топлива). На самолёте «Гольфстрим» IV установлены мировые рекорды (для самолётов его класса) скорости во время кругосветных перелётов (с промежуточными посадками) в июне 1987 — полёт по маршруту протяжённостью 36832 км за 45 ч 25 мин и в феврале 1988 — полёт по маршруту протяжённостью 37000 км за 36 ч 8 мин 34 с. С 1988 фирма занимается исследованиями сверхзвуковых административных самолётов, рассчитанных на полёт с числом  $M = 2—2,4$  на маршрутах протяжённостью свыше 7000 км.

*В. В. Беляев.*

### Административный самолёт «Гольфстрим» IV.

**гондола** летательного аппарата — 1) кабина воздухоплавательного летательного аппарата для размещения экипажа, снаряжения, балласта, грузов и силовых установок. При первых полётах свободных и управляемых *аэростатов* для обеспечения непредвиденной посадки на воду к оболочке подвешивали кабину в форме венецианской лодки (итальянское *gondola*), в которой размещались люди и различные грузы. Со временем это устройство трансформировалось в специальную кабину, за которой закрепилось название «гондола». Г. может быть открытой и закрытой (герметичной).

Типовая открытая Г. свободного аэростата объёмом 600—2200 м<sup>3</sup> имеет массу 25—65 кг, применяется для полётов на высоте до 12 км (рис. 1). При полётах на высоте более 4 км воздухоплаватели применяют индивидуальные кислородные приборы и утеплённые комбинезоны.

При полётах в стратосферу, выполняемых на высотных аэростатах — *стратостатах*, используются герметичные Г. с кондиционированием воздуха (рис. 2) или открытые Г., в которых пилоты поднимаются одетыми в специальные высотные скафандры. Идея создания герметичной Г. для полёта в высокие слои атмосферы была высказана *Д. И. Менделеевым* в 1875. Впервые герметичная Г. была применена в 1931 *О. Пиккар*ом при полёте на стратостате. Первая в СССР герметичная Г. конструкции *В. А. Чижевского* была установлена на стратостате «СССР-1», на котором в 1933 *Г. А. Прокофьев*, *К. Д. Годунов* и *Э. К. Бирнбаум* поднялись на высоту около 19 тысяч м.

У *дирижабля* имеется одна или несколько Г., прилегающих снизу вплотную к его поверхности или подвешенных под корпусом на тросах (рис. 3, 4). Первоначально основой конструкции Г. дирижаблей являлся лёгкий деревянный или металлический каркас, который покрывала матерчатая обтяжка. Со временем эту конструкцию заменили кабины, собранные из алюминиевых профилей со стенками из гофрированных или гладких листов (монококовая конструкция). Г. изготавливаются также из стеклопластика.

Пассажирские Г. с рубкой управления обычно размещается ближе к носовой части корпуса. Под днищем Г. монтируются посадочные устройства: надувные пуфы, служащие пневматическими амортизаторами (а также поплавками), или ориентирующиеся опорные колёса.

2) Оболочка обтекаемой формы вокруг двигателя, обеспечивающая установку и эксплуатацию двигателя (рис. 5); является частью *силовой установки* летательного аппарата. Г. двигателя часто называют мотогондолой.

Основные элементы Г.: каркас с тонкостенными панелями и быстросъёмными крышками *капота* двигателя, система вентиляции, система крепления двигателя. Турбореактивный двигатель обычно жёстко крепятся к Г. или каркасу летательного аппарата; двигатели с воздушным винтом устанавливаются на *мотораме*. Задняя часть Г. располагается вокруг выходного устройства двигателя (реактивного сопла, реверсивного устройства) или составляет его часть. Г. могут крепиться на внешней подвеске (на пилоне, на концах крыла), устанавливаться рядом с поверхностью летательного аппарата и сопрягаться с ним обводами, а также быть составной частью конструктивно-силовой схемы крыла, фюзеляжа. В зависимости от конструкции каркас Г.

может участвовать в передаче нагрузок от двигателей к силовой конструкции летательного аппарата, либо усилия от двигателей через стержневую систему их крепления передаются непосредственно на силовую конструкцию. По числу установленных двигателей различают Г. одиночного двигателя, спаренные и многодвигательные. На дирижаблях для уменьшения шума в пассажирской Г. мотогондолы обычно устанавливают в хвостовой части.

*Е. М. Миндлин, В. И. Никольский.*

Рис. 1. Гондола (корзина) пилотируемого свободного аэростата: 1 — петли для зачехления гондолы; 2 — ступеньки; 3 — гондольные стропы; 4 — подвесные стропы; 5 — тросовый многоугольник; 6 — петли для подвески балластных мешков; 7 — поручни; 8 — полозья,

Рис. 2. Гондола стратостата «СССР-1».

Рис. 3. Гондола учебно-тренировочного дирижабля В-1 (СССР).

Рис. 4. Гондола жёсткого дирижабля LZ-129 (Германия).

Рис. 5. Гондола турбовинтового двигателя: 1 — воздухозаборник; 2 — откидные и быстросъемные крышки капота; 3 — силовой каркас гондолы; 4 — съемные крышки люков.

**Горбунов** Николай Петрович (1892—1944) — советский государственный деятель, один из организаторов советской науки, в том числе авиационной, академик АН СССР (1935), секретарь АН СССР (1935—1937). Участник Февральской и Октябрьской революций и Гражданской войны. Окончил Петербургский технологический институт (1917). С июля 1917 заведующий Информационного бюро Всероссийского Центрального Исполнительного Комитета, с ноября 1917 секретарь Совнаркома и личный секретарь В. И. Ленина. Инициатор создания и первый заведующий Научно-техническим отделом Высшего совета народного хозяйства (1918—1919). В 1919—1920 на политработе в Красной Армии, член Реввоенсовета 13-й и 2-й Конной армий. С 1920 управляющий делами Совета Народных Комиссаров РСФСР, в 1922—1928 управляющий делами Совета Труда и Оборона и Совета Народных Комиссаров СССР, заведующий Научно-техническим управлением Высшим советом народного хозяйства СССР — центром по созданию сети научно-исследовательских учреждений и ряда новых производств, в том числе металлического самолётостроения. В 1923—1929 ректор Московского Высшего технического училища. При непосредственном участии Г. был учреждён Центральный аэрогидродинамический институт, подчинённый в 1918—1929 Научно-техническому управлению Высшего совета народного хозяйства. Имя Г. присвоено основанной им метеорологической станции на Памире, одному из горных хребтов Памира. Награждён орденом Красного Знамени. Необоснованно репрессирован; реабилитирован посмертно.

*Н. П. Горбунов.*

**Горбунов** Сергей Петрович (1902—1933) — организатор советской авиационной промышленности. После окончания в 1927 Военно-воздушной академии РККА имени профессора Н. Е. Жуковского (ныне Военно-воздушная инженерная академия имени профессора Н. Е. Жуковского) направлен на авиационный завод №22 в Москве (с 1930 технический директор, с 1931 директор). Под руководством Г. на заводе был освоен серийный выпуск цельнометаллических самолётов (АНТ-3, АНТ-4, АНТ-5, АНТ-6). Награждён орденами Ленина, Красной Звезды. Погиб в авиационной катастрофе. Имя Г. носит Казанское авиационное производственное объединение, а также Дворец культуры, Дом юного техника в Москве.

*С. П. Горбунов.*

**горизонтальное оперение** — горизонтальная аэродинамическая поверхность летательного аппарата, обеспечивающая его *продольную устойчивость* и *продольную управляемость*. Наиболее часто Г. о. устанавливают в хвостовой части летательного аппарата, однако имеются самолёты, у которых Г. о. размещено перед крылом (схема «утка») — рис. 1. Хвостовое Г. о. может

располагаться на фюзеляже (низкорасположенное **Г. о.**), на киле, сверху киля (так называемое Т-образное оперение) и сверху двух килей (рис. 2). В Т-образном оперении **Г. о.** менее подвержено влиянию *скоса потока* от крыла, поэтому эффективность единицы его площади на 30—40% выше, чем у низкорасположенного **Г. о.**, однако у Т-образного оперения сложнее конструкция (и больше масса).

В традиционном случае **Г. о.** состоит из основной неподвижной части — *стабилизатора* (в схеме «утка» — *дестабилизатора*) и подвижной части — руля высоты (РВ), которую располагают вдоль задней кромки стабилизатора (дестабилизатора) — смотри *Рули управления*. Получили распространение **поворотные Г. о.** При этом на тяжелых неманевренных самолётах поворотом стабилизатора обычно осуществляют *балансировку* летательного аппарата и снимают усилия с рычагов управления, тогда как РВ сохраняет свои функции управления продольным движением. На маневренных сверхзвуковых самолётах из-за существенного снижения эффективности несущих поверхностей (в том числе эффективности *органов управления*) при переходе от до- к сверхзвуковым скоростям полёта часто применяют **целиком поворотное Г. о.** (без РВ), которое является в этом случае и органом продольного управления.

Эффективность **Г. о.** оценивается через прирост продольной *статической устойчивости* летательного аппарата за счёт установки **Г. о.**, определяется его аэродинамической компоновкой и пропорциональна статическому моменту  $A_{Г.о.}$  площади **Г. о.**:  $A_{Г.о.} = \{S\}_{Г.о.} \{L\}_{Г.о.}$ , где  $\{S\}_{Г.о.}$  — относительная площадь **Г. о.** (отношение площади **Г. о.** к площади крыла),  $\{L\}_{Г.о.}$  — относительное плечо **Г. о.** (см. *Плечо оперения*). Обычно значения  $A_{Г.о.}$  лежат в диапазоне 0,5—1. Основными *расчётными случаями* выбора площади **Г. о.** (в том числе РВ) являются: обеспечение заданного запаса продольной статической устойчивости летательного аппарата, его балансировки в ожидаемых условиях эксплуатации, а также отрыва носового колеса на взлёте при заданной скорости разбега и реализации определённых «Руководством полетной эксплуатации» нормальных *перегрузок*. Все эти условия должны выполняться во всём диапазоне эксплуатационных *центровок* летательного аппарата. Обычно площадь **Г. о.** тем больше, чем шире диапазон эксплуатационных центровок и чем выше эффективность *механизации крыла*.

При нормальной *аэродинамической схеме* самолёта (**Г. о.** в хвосте летательного аппарата) необходимая для его балансировки сила на **Г. о.** направлена против подъёмной силы крыла, что уменьшает общую подъёмную силу летательного аппарата и, следовательно, его *аэродинамическое качество K*. Для увеличения *K* стремятся уменьшить балансировочную силу на **Г. о.** путём перехода к малым запасам продольной статической устойчивости (или к задним центровкам). Максимальное значение *K* самолёта нормальной схемы достигается обычно при некоторой его продольной статической неустойчивости.

Конструкция **Г. о.** аналогична конструкции крыла. Однако, поскольку для самолётов нормальной схемы балансировочная сила на **Г. о.** становится особенно значительной при малых скоростях полёта с отклонённой механизацией крыла (взлётно-посадочные режимы), для обеспечения высоких несущих свойств **Г. о.** на больших отрицательных углах атаки часто применяют **Г. о.** с перевёрнутыми профилями (выпуклостью вниз, см. *Профиль крыла*) и иногда на **Г. о.** устанавливают предкрылки. Обычно площадь **Г. о.** составляет 20—30% площади крыла, *удлинение*  $\{\lambda\} = 3—5$ , *сужение*  $\{\eta\} = 2—3$  (см. *Сужение крыла*), *угол стреловидности*  $\{\chi\}$  **Г. о.** меняется в широких пределах;  $\{\chi\} = 0—45\{\circ\}$ .

А. Г. Обрубов.

Рис. 1. Горизонтальные оперения в хвосте (а) и перед крылом (б) самолёта: 1 — стабилизатор; 2 — руль высоты; 3 — дестабилизатор.

Рис. 2. Низкорасположенное (а), Т-образное (б) и расположенное на двух килях (в) горизонтальные оперения.

**горка** — *фигура пилотажа*, прямолинейный набор высоты (см. рис.). Ввод в Г. осуществляется с *перегрузкой*, превышающей единицу. Вывод из Г. выполняется либо без *крена*, либо двумя поворотами летательного аппарата вокруг продольной оси на  $180\{\{\circ\}\}$ , либо разворотом с креном более  $90\{\{\circ\}\}$ . Г. может выполняться с торможением, с разгоном или на постоянной скорости. Различают пологую Г. (угол наклона продольной оси летательного аппарата на прямолинейном участке до  $45\{\{\circ\}\}$ ) и крутую Г. (угол более  $45\{\{\circ\}\}$ ).

**Горка.**

**Горощенко** Борис Тимофеевич (1896—1974) — советский учёный в области аэродинамики самолёта, генерал-майор инженерно-авиационной службы (1943), профессор (1939), доктор технических наук (1944), заслуженный деятель науки и техники РСФСР (1957). В Советской Армии с 1919. Окончил Академию Воздушного Флота имени профессора Н. Е. Жуковского (1925; ныне Военно-воздушная инженерная академия имени профессора Н. Е. Жуковского). С 1926 преподавал там же, в 1941—1962 начальник кафедры динамики полёта. В 1929—1936 постоянный член Научно-технического комитета Военно-воздушных сил Рабоче-крестьянской Красной Армии. Автор ряда научных трудов по аэродинамике и динамике полёта летательного аппарата. Награждён орденом Ленина, 2 орденами Красного Знамени, 2 орденами Красной Звезды, орденом «Знак Почёта», медалями. *Портрет смотри на стр. 183.*

**Б. Т. Горощенко.**

**Горшков** Георгий Георгиевич (1881—1919) — русский лётчик и воздухоплаватель, подполковник. Окончил офицерский класс учебного воздухоплавательного парка в Петербурге (1908), где овладел пилотированием аэростатов и дирижаблей. В 1910 освоил полёты на самолёте и стал инструктором в Петербургской офицерской воздухоплавательной школе в Гатчине. В 1911 командирован во Францию для стажировки на самолётах Л. Блерио. Работал помощником начальника Гатчинской военной авиационной школы (с 1914). Летал на многих типах самолётов. В начале Первой мировой войны назначен командиром корабля «Илья Муромец», одновременно наблюдал за формированием и обучением других экипажей эскадры «Муромцев». С декабря 1914 Г. в действующей армии, выполнил около 40 боевых вылетов на бомбардировку и разведку. Сражался за Советскую власть против армии Деникина. В начале 1919 член Особого комитета Высшей военной инспекции Рабоче-крестьянской Красной Армии по воздушному флоту. Необоснованно репрессирован, реабилитирован посмертно.

**Г. Г. Горшков.**

**Горьковское авиационное производственное объединение** имени С. Орджоникидзе — берёт начало от Горьковского авиационного завода №21, вошедшего в строй в 1932. В предвоенные годы на заводе имени С. Орджоникидзе выпускались истребители И-5, И-16, пассажирские самолёт ХАИ-1; было начато производство истребителя ЛаГГ-3. В годы Великой Отечественной войны завод поставил фронту более 17 тысяч истребителей (ЛаГГ-3, Ла-5, Ла-7), или примерно каждый четвёртый из построенных в военный период. В предвоенные и военные годы КБ завода возглавляли Н. Н. Поликарпов и С. А. Лавочкин. После войны завод продолжил производство истребителей Ла (поршневых Ла-9, Ла-11 и реактивных Ла-15), а с 1948 его основной продукцией стали истребители *МиГ*: МиГ-15, МиГ-17, МиГ-19, МиГ-21, МиГ-25, МиГ-31, их модификации. Предприятие награждено 2 орденами Ленина (1936, 1970), орденами Октябрьской Революции (1982), Трудового Красного Знамени (1941). В 1985 на основе завода образовано производственное объединение.

**горючее** — компонент топлива, подвергающийся окислению в процессе сгорания в камере воздушно-реактивного двигателя или жидкостного ракетного двигателя. Эффективность Г. определяется теплопроизводительностью Г. и физическими свойствами продуктов сгорания (молярной массой, теплоёмкостью и др.). В качестве Г. применяются жидкий водород, углеводороды, спирты, амины, гидразин и его алкильные производные, лёгкие металлы и их

гидридные и органические производные.  $G$ . должно быть стабильным, иметь малую токсичность.

*Лит.:* Моторные, реактивные и ракетные топлива, под ред. К. К. Папок и Е. Г. Семенидо, 4 изд., М., 1962.

**горючесть** — способность вещества, материала, изделия к самостоятельному горению. По  $G$ . вещества, материалы, изделия, конструкции разделяют на: 1) **горючие** — способные к самостоятельному горению после удаления источника зажигания; 2) **трудногорючие** — способные к горению под воздействием источника зажигания, но не способные к самостоятельному горению после его удаления или за пределами его воздействия; 3) **негорючие** — совершенно не способные к горению.

$G$ . зависит от температуры, давления, концентрации кислорода в воздухе, скорости потока воздуха, определяющего размера и степени дисперсности образца, в котором наблюдается горение. При этой материал, негорючий в одних условиях, может стать трудногорючим или даже горючим — в других.  $G$ . конструкций и изделий зависит также от их формы и размеров, направления распространения пламени и взаимного расположения материалов с различной  $G$ .

Горючие вещества, материалы и т. п. подразделяют по воспламеняемости: **легковоспламеняющиеся** — способные воспламениться от кратковременного воздействия источников зажигания с низкой энергией (пламени спички или газовой горелки, горящей сигареты, искр электро- или газосварки и т. д.); **средневоспламеняющиеся** — способные воспламениться от длительного воздействия источников зажигания с низкой энергией; **трудновоспламеняющиеся** — способные воспламениться только под воздействием мощных источников зажигания.

Лабораторные методы, как правило, не позволяют оценить истинную  $G$ . нового материала или изделия в условиях эксплуатации. Для реальной оценки  $G$ . используют крупномасштабные огневые опыты или методы математического моделирования пожаров.

Применение легковоспламеняющихся материалов в конструкциях и интерьере любых обитаемых помещений и на летательных аппаратах недопустимо. Международная практика показывает, что материалы средней воспламеняемости в летательных аппаратах также не применяются, а использование трудновоспламеняющихся ограничено лишь мелкими деталями (рукоятками, кнопками и т. п.), удалёнными от потенциальных источников зажигания. В салонах, кухнях, туалетах, багажных и других помещениях пассажирских летательных аппаратов должны применяться только негорючие и трудногорючие материалы. Кроме пониженной  $G$ ., авиационные материалы должны также обладать низкой склонностью к дымообразованию и невысокой токсичностью продуктов горения.

*Лит.:* Монахов В. Т., Методы исследования пожарной опасности веществ, 2 изд.. М., 1979.

**Горяинов** Александр Александрович (1901—1974) — один из основоположников норм прочности, создатель и руководитель научно-информационной службы авиационной промышленности СССР. Окончил Московское высшее техническое училище (1925). С 1924 в Центральном аэрогидродинамическом институте начал исследования внешних нагрузок на самолёты. В 1926 совместно с Г. Н. Кузьминым создал первые в СССР «Нормы прочности самолётов». В 1926—1933 провёл ряд важных исследований по прочности авиаконструкций. Один из авторов и ответственный редактор трехтомного «Справочника авиаконструктора», изданного в 1937—1939. Награждён орденами Трудового Красного Знамени, Красной Звезды, «Знак Почёта», медалями.

**А. А. Горяинов.**

**Горайнов** Николай Иосифович (1923—1976) — советский лётчик-испытатель, полковник, заслуженный лётчик-испытатель СССР (1967), Герой Советского Союза (1957). Окончил Батайскую военную авиационную школу лётчиков (1943), Школу лётчиков-испытателей (1953). С 1953 на испытательной работе. Провёл комплекс заводских испытаний сверхзвукового

стратегического бомбардировщика М-50. Участвовал в заводских испытаниях стратегического бомбардировщика ЗМ, в отработке систем дозаправки самолетов в воздухе. На самолёте ЗМ (201М) установил два мировых рекорда высоты полета. Награждён 2 орденами Ленина, орденом Красного Знамени, 2 орденами Красной Звезды, медалями.

Н. И. Горяйнов.

**горячая конструкция** — одна из возможных термосиловых схем конструкции сверх- и гиперзвуковых летательных аппаратов, испытывающих в полёте воздействие *аэродинамического нагрева*. В **Г. к.** не предусматривается какой-либо специальной системы теплозащиты, поэтому температура её элементов, образующих внешние обводы аппарата, близка к *температуре равновесной*. Средние значения температуры этих элементов достигают весьма высоких значений (например, температура  $T$  нижней поверхности самолёта при полёте с крейсерской скоростью, соответствующей *Маха числу*  $M = 3$ , достигает 600 К; при  $M = 6$  —  $T \{\{\approx\}\} 1000$  К; при  $M = 10$  —  $T \{\{\approx\}\} 1500$  К), что приводит к необходимости использовать в качестве конструкционных материалов сталь и сплавы на основе титана, никеля, тугоплавких металлов.

Нестационарное и неравномерное температурное поле **Г. к.**, обусловленное различием местных коэффициентов теплоотдачи, наличием внутреннего радиационного теплообмена, различием теплоёмкости и теплопроводности элементов и их соединений, может вызывать в конструкции значительные температурные напряжения и деформации (выпучивание). Поскольку температурные напряжения, достигающие значительной доли (40—60%) напряжений от внешних нагрузок, существенно снижают несущую способность конструкции, **Г. к.** придаются свойства, обеспечивающие её способность противостоять тепловым воздействиям. Снижение температурных напряжений в конструкции в основном достигается путём обеспечения более благоприятного температурного поля соответствующей комбинацией теплопроводности костей элементов и термосопротивлений между ними (рис. 1); введением термокомпенсаторов между элементами с различной тепловой деформацией (рис. 2 и 3); разделением элементов конструкции по их функциям на силовые, воспринимающие общие нагрузки, действующие на конструкцию, и экраны, которые воспринимают местные поверхностные нагрузки и предохраняют силовые элементы от интенсивных тепловых воздействий (рис. 3). Использование в **Г. к.** трёхслойных и гофрированных элементов способствует повышению их термоустойчивости и предотвращению термовыпучивания.

Высокая средняя температура элементов **Г. к.** приводит к ползучести материала, из которого изготовлен элемент. Поскольку единственным способом снижения скорости ползучести элементов **Г. к.** является ограничение действующих в них напряжений, с целью снижения массы конструкции панели внешней поверхности летательного аппарата могут проектироваться на меньший, чем у основной конструкции, ресурс. Положительными свойствами **Г. к.** являются независимость проектного значения её массы от требуемой продолжительности полёта и высокие эксплуатационные качества.

Применение **Г. к.** целесообразно в тех местах конструкции летательного аппарата, где равновесная температура не превышает допустимую для рассматриваемого конструкционного материала и отсутствует необходимость в дополнительной теплозащите внутренних объёмов для размещения полезной нагрузки, экипажа, топлива и т. д.

В. В. Лазарев.

Рис. 1. Управление температурным полем кессонного крыла горячей конструкции: 1 — панели с сотовым наполнителем; 2 — термосопротивление; 3 — гофрированные стенки; 4 — теплоизоляция, уменьшающая радиационное нагревание панели верхней поверхности крыла.

Рис. 2. Термокомпенсированная конструкция: 1 — подкреплённые гофром панели обшивки; 2 — термокомпенсатор; 3 — гофрированная стенка.

Рис. 3. Экранированная конструкция крыла: 1 — силовой ферменный каркас; 2 — обшивка-экран; 3 — термокомпенсатор.

**госавианадзор СССР**, Государственная комиссия по надзору за безопасностью полётов воздушных судов при правительстве СССР, — общесоюзный орган, который осуществлял государственный надзор за обеспечением безопасности полётов воздушных судов, в частности за соблюдением действовавших в СССР правил полётов, правил руководства воздушным движением, правил производства, эксплуатации и ремонта гражданских воздушных судов; за соблюдением правил подготовки авиационного персонала в части, касающейся обеспечения безопасности полётов; за соблюдением *Норм лётной годности* (НЛГ) гражданских воздушных судов и правил их *сертификации*, норм годности к эксплуатации гражданских аэродромов и их оборудования, а также правил сертификации гражданских аэродромов. В функции Госавианадзора СССР входил контроль за разработкой и проведением в установленные сроки профилактических мероприятий, направленных на повышение безопасности полётов гражданских воздушных судов и надёжности авиатехники.

Госавианадзор СССР осуществлял проведение служебного расследования тяжёлых происшествий на территории СССР с гражданскими самолётами первого и второго классов, вертолётами первого класса, а при необходимости и в других случаях (см. *Классы самолётов и вертолётов*). Проводил расследование авиационных происшествий с воздушными судами иностранных государств на территории СССР и участвовал в расследованиях авиационных происшествий с самолётами СССР на территории других государств. При Госавианадзоре СССР функционировала научно-исследовательская лаборатория методов и средств расследования авиационных происшествий для оперативного проведения работ, связанных с обработкой и анализом полётной информации, получаемой при проведении расследования, а также с анализом состояния безопасности полётов воздушных судов. Госавианадзор СССР осуществлял контроль за правильностью классификации, объективностью и качеством расследования авиационных происшествий и *инцидентов*, принимал участие в разработке профилактических мероприятий, направленных на повышение безопасности полётов. Вёл учёт авиационных происшествий и анализ состояния безопасности полётов, осуществлял методическое руководство подготовкой специалистов по расследованию авиационных происшествий. Госавианадзор СССР выдавал сертификат лётной годности на тип гражданского воздушного судна, если по результатам заводских, государственных и эксплуатационных испытаний установлено его соответствие действовавшим в СССР Нормам лётной годности.

Решение Госавианадзора СССР по вопросам, относящимся к его компетенции, являлись обязательными для всех министерств, госкомитетов, ведомств, предприятий, учреждений и организаций.

**государственные испытания летательного аппарата** проводятся с целью определения соответствия характеристик и показателей летательного аппарата заданным требованиям и нормам в объёме, необходимом для принятия решения о запуске летательного аппарата в серийное производство и внедрении в эксплуатацию. В процессе **Г. и.** оценивается уровень унификации и стандартизации комплектующих агрегатов и изделий с учётом требуемой технологичности и ресурса, определяется достаточность средств наземного обслуживания и оборудования для нормальной эксплуатации летательного аппарата, готовятся материалы для отработки руководств по лётной и наземной эксплуатации. **Г. и.** проводятся представителями заказчика с участием представителей промышленности. При сложных испытаниях опытных летательных аппаратов (на прочность, сваливание, штопор и др.) используются воздушные и наземные средства (*летающие лаборатории и летающие модели*, лётно-моделирующие комплексы).

**Г. и.** и *заводские испытания* могут быть объединены в **совместные Г. и.**, проводимые испытательной бригадой, в состав которой входят специалисты заказчика и исполнителя, под руководством государственной комиссии. Программа **Г. и.** (совместных **Г. и.**) предусматривает все

виды испытаний, необходимых для определения и оценки соответствия характеристик и показателей летательного аппарата заданным требованиям и нормам с целью выдачи рекомендаций о пригодности летательного аппарата и его составных частей для принятия на снабжение и внедрения в серию. По результатам этих испытаний формируются технические условия на поставку серийных летательных аппаратов.

*Лит.:* Задачи и структура летных испытаний самолетов и вертолетов. М., 1982.

*А. А. Лапин.*

**государственный научно-исследовательский институт авиационных систем** (ГосНИИАС). Создан в 1946 на основе отделов Центрального аэрогидродинамического института и ЛИИ. Разрабатывает концепции перспективных авиационных комплексов и систем, отрабатывает и испытывает авиационные системы и бортовое оборудование летательного аппарата методами математического и полунатурного моделирования на динамических стендах и полигонах. Институт располагает вычислительным центром и экспериментальной базой, позволяющими воспроизводить условия полёта и функционирование бортовых систем летательного аппарата. Награждён орденом Трудового Красного Знамени (1977).

**государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации** (ГосНИИ ГА) — институт, разрабатывающий вопросы, связанные с эксплуатацией гражданской авиации. Учреждён решением Совет Народных Комиссаров СССР в октябре 1930 в Москве. С 1962 институт располагается в районе аэропорта Шереметьево. Создание ГосНИИ ГА (до 1954 научно-исследовательского института ГВФ) связано с активным развитием воздушного транспорта и началом широкого использования авиации в народном хозяйстве. Основные задачи института: внедрение в эксплуатацию новых типов самолётов и вертолётов, создание тренажёров, совершенствование лётной и технической базы самолётно-вертолётного парка, разработка методов обеспечения безопасности полётов, повышение эффективности и экономичности летательных аппаратов, медико-гигиеническое обеспечение полётов и разработка методов отбора и подготовки лётного состава, исследование перспектив развития воздушного транспорта и потребностей гражданской авиации в новой технике. ГосНИИ ГА располагает всеми структурными подразделениями, необходимыми для решения важнейших проблем развития гражданской авиации. В институте имеются лётно-испытательный комплекс, центры научной организации труда и научно-технической информации. ГосНИИ ГА участвовал в проведении государственных лётных испытаний многих типов гражданских самолётов, в том числе Ил-62, Ту-154, Як-42, Ил-86. Издаются «Труды» и сборники научно-технической информации. Награждён орденом Трудового Красного Знамени (1973).

**государственный проектно-изыскательский и научно-исследовательский институт гражданской авиации** — смотри «*Аэропроект*».

**государственный союзный сибирский научно-исследовательский институт авиации имени С. А. Чаплыгина** (СибНИА) создан в июне 1946 на базе Новосибирского филиала Центрального аэрогидродинамического института, который образовался в августе 1941 на основе эвакуированных лабораторий и отделов Центрального аэрогидродинамического института и возглавлялся *С. А. Чаплыгиным*. Специализируется в области прочности (основное направление), аэродинамики и бортового оборудования летательных аппаратов. Институт располагает необходимой экспериментальной базой для лабораторных исследований по основным тематическим направлениям, в том числе для испытаний на прочность летательных аппаратов различных классов и их агрегатов, опытным производством, вычислительным центром. Издаёт «Труды», тематические сборники.

**«Гота»** (Gothaer Waggonfabrik) — вагоностроительная фирма Германии, производившая также летательные аппараты. В годы Первой мировой войны (с 1917) строились тяжёлые двухдвигательные бомбардировщики G.IV и G.V (рис. в таблице VIII), Авиационное производство

возобновилось в 1934. Сначала «Г.» была привлечена к строительству лёгких служебных и тренировочных самолётов, а затем бомбардировщиков Do 17 фирмы «Дорнье». В 1941 выпустила транспортный буксируемый планёр Go.242.

**«Гражданская авиация»** — ежемесячный иллюстрированный массовый журнал. Основан в мае 1931 как орган Всесоюзного объединения ГВФ, с 1932 орган Главного управления ГВФ при Совете Народных Комиссаров СССР. Перерыв в издании с июня 1941 по январь 1955. С августа 1964 орган Министерства гражданской авиации СССР, с февраля 1971 также и ЦК профсоюза авиаработников. Журнал освещает вопросы развития воздушного транспорта, экономики и технического прогресса гражданской авиации, применения авиации в народном хозяйстве, пропагандирует опыт передовых коллективов, новаторов производства. Награждён орденом Дружбы народов (1981).

**гражданская авиация СССР** — составная часть единой транспортной системы и народно-хозяйственного комплекса СССР, обслуживала потребности народного хозяйства и населения в воздушных перевозках; использовалась в сельском хозяйстве, для аэрофотосъёмки местности, разведки полезных ископаемых и других работ. 17 января 1921 декретом «О воздушных передвижениях» устанавливались правила Полётов для советских и иностранных воздушных судов над территорией РСФСР и её территориальными водами». Положения декрета легли в основу *Воздушного кодекса СССР* (утвержденного в 1932, 1935, 1961, 1983).

8 ноября 1921 было образовано смешанное «Русско-германское общество воздушных сообщений» («Дерулюфт»). Регулярные полёты по первой международной почтово-пассажирской линии Москва — Кенигсберг открыл 1 мая 1922 пилот И. Ф. Воедино (в 1926 линия была продлена до Берлина, на ней работали такие известные лётчики, как Н. П. Шебанов, В. С. Рутковский и др.).

В начале 20-х гг. самолёты стали применяться помимо транспортных и на других видах работ. В июле 1922 на московском (Ходынском) аэродроме пилот Н. П. Ильзин провёл опытные полеты по опрыскиванию растений ядохимикатами для уничтожения вредителей и болезней сельскохозяйственных культур. К этому же времени (лето 1922) относится проведение аэрофотосъёмки дна Каспийского моря, цель которой — разведка его нефтеносных участков. 1 декабря 1922 при Главном управлении Рабоче-Крестьянского Красного Военно-воздушного Флота (Главвоздухфлот) была создана Инспекция ГВФ, призванная разрабатывать мероприятия по развитию гражданской авиации и осуществлять контроль за её деятельностью.

9 февраля 1923 Совет Труда и Оборона (СТО) принял постановление об организации Совета по гражданской авиации при Главвоздухфлоте. Этот день стал официальной датой рождения **Г. а. СССР**. Инспекция ГВФ являлась исполнительным и техническим органом Совета. В состав его вошли представители Главвоздухфлота, Высший совет народного хозяйства, наркоматов иностранных дел, торговли, путей сообщения, почт и телеграфов. Совет руководил всей деятельностью **Г. а. СССР**. 17 марта 1923 было создано первое авиатранспортное предприятие РСФСР — «Добролёт». В том же году аналогичные общества появились на Украине — «Укрвоздухпуть» и в Закавказье — «Закавиа» (в декабре 1929 на их базе организовано единое общество «Добролёт СССР»). Созданное в марте 1923 *Общество друзей воздушного флота* (ОДВФ) уже через 3 месяца имело в своих рядах 196895 человек, а через год — около 1 миллиона человек. Общество друзей воздушного флота сыграло важную роль в укреплении материально-технической базы, пропаганде достижений **Г. а. СССР**. 15 июля 1923 открылась первая в СССР регулярная воздушная линия Москва — Нижний Новгород, первый рейс выполнил пилот Я. Н. Моисеев. 19 октября 1923 СТО утвердил ориентировочный план развития воздушных линий на 1924—1926, предусматривавший открытие новых авиалиний протяжённостью свыше 6 тысяч км в индустриальных районах, а также в Сибири, на Дальнем Востоке, в Закавказье и Средней Азии. Освоение советскими авиаторами воздушных путей проходило в сложных условиях; фактически не было средств навигации и связи, метеорологического обеспечения полётов. Однако несмотря на эти трудности, значение авиации как транспортного средства из года в год возрастало.

На внутренние линии вышли отечественные самолёты *АК-1*, *У-2*, *К-5*, *АНТ-4*. Успешно эксплуатировался самолёт *ПМ-1* на трассах Москва — Ленинград, Москва — Берлин. В 1926 начались полёты из СССР в МНР по авиалинии Верхнеудинск (ныне Улан-Удэ) — Урга (ныне Улан-Батор), а в 1927 были открыты линии Ленинград — Берлин, Ташкент — Кабул. За 1923—1928 ГВФ перевёз свыше 28 тысяч пассажиров и около 700 т грузов. В 20-е гг. совершались перелёты с целью освоения новых воздушных трасс, проверки качества отечественных самолётов и двигателей. В них участвовали *Б. К. Веллинг*, *М. М. Громов*, *А. Н. Екатов*, *А. И. Томашевский*, *С. А. Шестаков* и другие пилоты.

Для успешного решения задач, поставленных перед **Г. а. СССР** в годы предвоенных пятилеток, требовались новые, более совершенные формы её организации. В связи с этим 23 февраля 1930 Совет по гражданской авиации был упразднён, а его функции переданы Главной инспекции. В целях дальнейшей централизации деятельности **Г. а. СССР** 29 октября 1930 постановлением Совета Народных Комиссаров СССР образовано Всесоюзное объединение ГВФ (ВОГВФ) при СТО («Добролёт» и Главная инспекция упразднены). 25 февраля 1932 ВОГВФ было преобразовано в Главное управление ГВФ (ГУГВФ) при Совет Народных Комиссаров СССР, получившее название «Аэрофлот». В подчинении ГУГВФ находились хозрасчётные тресты «Трансавиация», «Сельхозавиация» и другие, которые 19 мая 1934 постановлением Совета Народных Комиссаров СССР были ликвидированы, вместо них образованы 12 территориальных Управлений **Г. а. СССР**: Московское, Украинское, Среднеазиатское, Закавказское, Казахское, Северо-Кавказское, Западно-Сибирское, Волжское, Уральское, Восточно-Сибирское, Дальневосточное, Северное. ГУГВФ были переданы из Наркомзема СССР *сельскохозяйственная авиация* (ноябрь 1932) и из Наркомздрава СССР санитарная авиация (ноябрь 1937). Для работников **Г. а. СССР** в 1932 были введены форменная одежда и знаки различия. В 1935 учреждён нагрудный знак «Отличник Аэрофлота». В 30-е гг. получили развитие воздушные сообщения в центральных районах страны, в Казахстане (авиалинии соединили Алма-Ату с Куста-Наем, Акмолинском, Карагандой и др.), на европейском Севере (линия Архангельск — Сыктывкар и др.), в Сибири и на Дальнем Востоке.

Задачи по обслуживанию научно-исследовательской экспедиции в северных широтах, ледовой разведке и проводке судов решало управление полярной авиации, входившее в состав Главсевморпути (организовано 17 декабря 1932). Беспрецедентная в истории воздушно-транспортная операция по спасению участников экспедиции на пароходе «Челюскин» продемонстрировала мужество пилотов, большие возможности отечественных самолётов (см. *Челюскинская эпопея*). Видное место в покорении Северного полюса заняла *Арктическая воздушная экспедиция 1937*.

В 1940 в СССР насчитывалось 150 крупных аэропортов, часть которых была оборудована системой слепой посадки «Ночь-1» (принята в эксплуатацию в 1939). Парк **Г. а. СССР** пополнился новыми пассажирскими самолётами *ПС-35* и *ПС-84* (*Ли-2*), имелась большая сеть местных линий во всех районах страны. В 1940 было перевезено 410 тысяч пассажиров, 475 тысяч т грузов, 14,6 тысяч т почты. В 20—30-х гг. **Г. а. СССР** возглавляли: *П. И. Баранов* (1924—1930), *А. З. Гольцман* (1930—1933), *И. С. Уншлихт* (1933—1935), *И. Ф. Ткачёв* (1935—1938), *В. С. Молоков* (1938—1942).

В начале Великой Отечественной войны ГУГВФ в оперативном отношении подчинялось Наркомату обороны. Были сформированы шесть авиагрупп ГВФ особого назначения, три авиаотряда для авиационного обеспечения частей Военно-морского флота и эскадрилья связи. В мае 1942 ГУГВФ подчинено командованию Военно-воздушных сил Красной Армии, в ноябре на базе авиагрупп созданы отдельные авиаполки ГВФ и три авиадивизии: транспортная, связи и перегонки самолётов. Гражданские авиаторы на самолётах *Ли-2*, *ПС-40*, *У-2* и других совершали полёты к линии фронта и в тыл врага, обеспечивали действия партизан, доставку десантов, вооружения, боеприпасов, продовольствия, оказывали интернациональную помощь участникам Сопротивления Болгарии, Польши, Чехословакии, Югославии. За годы Великой Отечественной войны экипажами **Г. а. СССР** на фронте и в тылу перевезено более 2 миллионов 350 тысяч человек и 278 тысяч т грузов. Только с посадкой в тылу врага ими совершено свыше 19 тысяч

самолёто-вылетов, перевезено 27574 человек, 4549 т грузов. Ратный подвиг гражданских авиаторов был высоко оценён: более 12 тысяч человек отмечены наградами СССР, 6 фронтовых подразделений преобразованы в гвардейские, 12 присвоены почётные наименования, 9 награждены орденами и медалями, 15 авиаторам присвоено звание Героя Советского Союза. После окончания войны осуществлён ряд важных мероприятий по восстановлению разрушенных объектов **Г. а. СССР** и развитию сети воздушных сообщений. В результате напряжённой работы к концу 1945 были подготовлены к эксплуатации в сложных метеоусловиях и ночью аэропорты на трассах Москва — Иркутск, Москва — Ташкент — Алма-Ата, Москва — Баку — Ашхабад. В целом по стране в 1945 объём авиаперевозок возрос вдвое по сравнению с 1940.

**Г. а. СССР** оснащалась новой авиационной техникой — самолётами *Ил-12*, *Ан-2*, *Ил-14*, *Як-12*. С 1954 началось широкое внедрение в эксплуатацию вертолётов *Ми-1* и *Ми-4*. В середине 50-х гг. аэропорты 1-го класса начали оборудоваться курсоглиссадной системой посадки СП-50. Широкое внедрение УКВ радиосвязи значительно повысило оперативность управления воздушным движением и качество радиообмена между работниками службы управления воздушным движением и командирами воздушных судов. В мае 1954 ГУГВФ было подчинено Совету Министров СССР. Знаменательным стал 1956, когда на авиалинии вышел первый советский реактивный пассажирский самолёт *Ту-104*. 15 сентября 1956 на самолёте *Ту-104* был выполнен первый регулярный рейс с пассажирами по маршруту Москва — Иркутск. В этом же году самолёты *Ту-104* стали летать на линиях Москва — Тбилиси, Москва — Ташкент, Москва — Хабаровск, а 12 октября 1956 состоялся первый рейс по международной линии Москва — Прага. В 50-х гг. созданы и первые советские турбовинтовые пассажирские самолёты. К концу 50-х гг. на воздушных трассах эксплуатировались магистральные самолёты *Ту-114*, *Ту-104*, *Ил-18*, *Ан-10* и самолёты местных авиалиний *Ил-14*, *Ли-2* и *Ан-2*. В различных отраслях народного хозяйства использовались многоцелевые вертолёты *Ми-6*, *Ка-15*, *Ка-18*. В 1958 аэродромы стали оснащаться прожекторами и линзовыми огнями высокой интенсивности, а с 1960 — радиомаяками ближней навигации, позволявшими экипажам в любое время суток определять своё местонахождение на трассе.

В 60-е гг. в **Г. а. СССР** проведён ряд организационных мероприятий, направленных на централизацию и улучшение деятельности отрасли. 3 января 1960 в ведение ГУГВФ была передана полярная авиация Главсевморпути. 27 июля 1964 на базе ГУГВФ образовано общесоюзное Министерство гражданской авиации (МГА), на которое возлагалось руководство воздушным транспортом как составной частью народного хозяйства СССР. В подчинении Министерства гражданской авиации (организационная структура сохранилась в основном до конца 80-х гг.) находились управления гражданской авиации во всех союзных республиках, выполнявшие как транспортные работы, так и работы по применению авиации в народном хозяйстве, Транспортное управление международных воздушных линий (с февраля 1971 Центральное управление международных воздушных сообщений — ЦУМВС), отраслевые вузы и средние специальные учебные заведения, авиаремонтные заводы, научно-исследовательские организации, строительно-монтажные управления. Расширению географии полётов на трассах союзного значения способствовали поступившие в **Г. а. СССР** реактивные самолёты *Ту-124*, *Ил-62*, *Ту-134*; на линии местного значения вышли комфортные самолёты *Ан-24* и *Як-40*. Укреплялась и наземная материально-техническая база отрасли. В 1970 перевезено 71,4 миллионов пассажиров, 1516,2 тысяч т грузов, 328,2 тысяч т почты. 14 ноября 1970 СССР вступил в члены *Международной организации гражданской авиации* (ИКАО).

В рамках Международной организации гражданской авиации советские специалисты участвовали в подготовке международных правовых норм, связанных с ответственностью за ущерб, причинённый воздушным судном, внесли вклад в разработку конвенции о правах и обязанностях командира воздушного судна. СССР был инициатором принятия решения об усилении деятельности Международной организации гражданской авиации в вопросах использования космической техники для нужд гражданской авиации.

В 70—80-х гг. работы по совершенствованию **Г. а. СССР** продолжались. В 1972 была внедрена АСУ «Сирена» для бронирования и продажи билетов на внутренних авиалиниях, имевшая выходы на пульты-манипуляторы более 40 агентств «Аэрофлота» в крупных городах страны. 9 февраля 1972 состоялся первый рейс турбореактивного самолёта Ту-154 из Москвы в Минеральные Воды. В том же месяце самолёты Ту-154 начали летать по трассе Москва — Симферополь, а через год — Москва — Челябинск. В октябрь 1974 сибирские авиаторы освоили на этом самолёте авиалинию Новосибирск — Москва. В 1976 самолёты Ту-154 связали воздушным сообщением Москву с Алма-Атой, Братском, Барнаулом, Ереваном. В Якутии и Средней Азии проходили эксплуатационные испытания 17-местные самолёты Л-410 производства Чехословакии, предназначенные для местных воздушных линий, в Тюмени — самолёт Ил-76Т грузоподъёмностью 40 т. Поступление в **Г. а. СССР** новой техники, расширение географии полётов требовали ускоренного строительства аэровокзалов, гостиниц, грузовых складов. В 1971—1976 были построены и сданы в эксплуатацию аэровокзалы общей пропускной способностью 20 тысяч пассажиров в 1 ч (среди крупных — Ленинградский, Алма-Атинский, Минский, Магаданский и др.), гостиницы в Тюмени, Красноярске, Сургуте, Чите, Салехарде и др. Рост интенсивности воздушного движения, эксплуатация скоростных многоместных самолётов и сложной наземной авиационной техники вызвали необходимость осуществления комплексных мер по обеспечению безопасности и повышению регулярности полётов. В феврале 1973 при Министерстве гражданской авиации были созданы Госавианадзор СССР и Госавиарегистр СССР, преобразованные в сентябре 1986 в Государственную комиссию по надзору за безопасностью полётов при Совете Министров СССР. Для совершенствования управления воздушным движением аэропорты оснащались новыми маркерными радиомаяками системы посадки и азимутально-дальномерными радиомаяками ближней навигации. Магистральные самолёты Ил-62, Ту-154, Ту-134 оборудовались новой системой регистрации параметров полёта, более совершенными бортовыми радиостанциями КВ и УКВ диапазонов. В 1971—1975 расширились связи «Аэрофлота» с авиакомпаниями зарубежных стран. В ноябре 1972 самолёт Ил-62М проложил воздушную трассу из Москвы через Алжир и Рабат в Гавану. Начались полёты по линиям Москва — Лондон — Нью-Йорк, Москва — Париж — Монреаль, Успешно эксплуатировалась транссибирская авиамагистраль; между Западной Европой и Японией через СССР курсировали самолёты «Аэрофлота», зарубежных авиакомпаний «ДЖАЛ», «Эр Франс», «САС», «Люфтганза» и др. СССР внёс важные предложения в Международная организация гражданской авиации по совершенствованию методов воздушной навигации, разработке стандартов на авиационную технику, внедрению метрической системы единиц. Продолжая наращивать объём работ по обслуживанию отраслей народного хозяйства. **Г. а. СССР** внесла значительный вклад в освоение нефтяных и газовых месторождений, строительство газопроводов и нефтепроводов. Многие работы по транспортировке тяжеловесного крупногабаритного оборудования выполнялись с помощью самолётов Ил-76Т и вертолётов Ми-6, Ми-8, Ми-10К. Расширению масштабов аэрофотосъёмочных работ способствовало поступление в **Г. а. СССР** новых самолётов-аэрофотосъёмщиков Ан-30. В 1971—1975 была сфотографирована площадь 28 миллионов км<sup>2</sup>. В сельской местности широкое распространение получило строительство опорных баз и аэродромов с твёрдым покрытием взлётно-посадочной полосы (к концу 80-х гг. их насчитывалось свыше 2000 свыше 400 строилось). На полях Казахстана ежегодно участвовало в работах по уничтожению сорняков около 900 самолётов. Обрабатываемая с воздуха площадь сельскохозяйственных угодий в Нечернозёмной зоне РСФСР составляла 80 миллионов га. Росли объёмы авиационных работ по охране лесных богатств страны, обработке хлопчатника. В середине 70-х гг. **Г. а. СССР** стала рентабельной отраслью народного хозяйства страны. В 1975 «Аэрофлот» перевёз 98,1 миллионов пассажиров, 2091,4 тысяч т грузов, 380,9 тысяч т почты,

В 1976—1980 было построено свыше 80 аэровокзалов общей пропускной способностью около 20 тысяч пассажиров в 1 ч. В их числе Шереметьево-2 в Москве, аэродромные комплексы в Таллинне, Фрунзе, Ереване, Владивостоке и др. Реконструкция Внуковского аэропорта, в Москве повысила его пропускную способность до 4100 пассажиров в 1 ч. Построено и реконструировано 25 взлётно-посадочных полос для приёма самолётов Ил-62 и Ту-154 в Петропавловске-

Камчатском, Хабаровске, Красноярске, Певеке и др. После введения в эксплуатацию в январе 1977 первой отечественной АСУ «Старт» в ленинградском аэропорту Пулково ею были оснащены аэропорты в Киеве (Борисполь), Ростове-на-Дону, Минеральных Водах, Сочи. В 1981 введена в действие АСУ в московской воздушной зоне, рассчитанная на одновременную обработку данных по 325 самолётам, находящимся в воздухе. Продолжалось оснащение самолётов Ил-62, Ту-154, Ту-134 комплексом средств автоматизированного захода на посадку в сложных метеоусловиях. В целях экономии авиационного топлива проводилась дальнейшая работа по «спрямлению» трасс, широкому использованию тренажёрной техники.

В конце 70-х гг. введены в эксплуатацию 350-местный широкофюзеляжный пассажирский самолёт Ил-86 и ближний магистральный пассажирский самолёт Як-42. В 80-е гг. созданы пассажирские самолёты нового поколения — широкофюзеляжный дальний магистральный самолёт Ил-96-300, средний магистральный самолёт Ту-204, самолёт Ил-114 для местных воздушных линий и др.

К концу 80-х гг. «Аэрофлот» перевозил ежегодно более 120 миллионов пассажиров, около 3 тысяч т грузов, свыше 400 тысяч т почты. На долю воздушного транспорта приходилось до 20% общего *пассажирооборота* СССР, а на дальних магистралях (4 тысяч км и более) — свыше 80%. Доля авиaperевозок в грузообороте страны была невелика (менее 0,1%). Самолёты **Г. а. СССР** выполняли регулярные полёты в 4000 городов и населенных пунктов Советского Союза и в аэропорты почти 100 зарубежных государств (см. карту). Общая протяжённость воздушных линий «Аэрофлота» превысила 1 миллион км. Значительно возросли скорость перевозок, производительность полётов и их эффективность. Расширилось применение Г. а. в сельском хозяйстве, энергетическом строительстве, лесной промышленности и в других отраслях.

Подготовку кадров **Г. а. СССР** вели отраслевые учебные заведения: *Академия гражданской авиации* в Ленинграде, институты инженеров гражданской авиации в Москве, Киеве, Риге, высшие лётные училища в Кировограде и Актюбинске, а также институт повышения квалификации в Ульяновске, лётные и технические училища. В конце 1980 Актюбинское и Кировоградское лётные училища готовили пилотов для транспортной авиации, Сасовское и Бугурусланское — для авиации местных линий, Краснокутское и Кременчугское (вертолётное) — для народно-хозяйственной авиации. С 1978 в лётных училищах гражданской авиации был введён профессионально-психологический отбор абитуриентов. **Г. а. СССР** имела несколько научно-исследовательских институтов: *Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации*, «Аэропроект», *Научно-экспериментальный центр автоматизации управления воздушным движением* и др.

В 40—80-х гг. **Г. а. СССР** возглавляли: *Ф. А. Астахов* (1942—1947), *Г. Ф. Байдуков* (1947—1949), *С. Ф. Жаворонков* (1949—1957), *П. Ф. Жигарев* (1957—1959), *Е. Ф. Логинов* (1959—1970), *Б. П. Бугаев* (1970—1987), *А. Н. Волков* (1987—1990), *Б. Е. Панюков* (1990—1991). **Г. а. СССР** награждена орденами Ленина (1963), Октябрьской Революции (1973).

*Лит.:* История гражданской авиации СССР, М., 1983.

**гражданство членов экипажа.** Вопрос о **Г. ч. э.** регулируется законодательством Государства, в реестр которого занесено воздушное судно. Законодательство по этому вопросу разнообразно. В некоторых странах в состав экипажа воздушного судна могут входить лишь собственные граждане; допущение иностранных граждан в качестве членов экипажа, особенно на постоянную работу, ограничено. Законодательство большинства стран не содержит положений о **Г. ч. э.** и предоставляет авиационной администрации право запрещать или ограничивать выдачу соответствующего свидетельства иностранному гражданину.

Двухсторонние соглашения о воздушном сообщении зачастую содержат правила, позволяющие одному договаривающемуся государству отказать в допуске на свою территорию воздушных судов другого договаривающегося государства, если в составе экипажа этого воздушного судна имеются граждане третьего государства.

**гранатомёт авиационный** — обычно гладкоствольное автоматическое оружие боевого вертолёт для стрельбы унитарными гранатами по наземным площадным целям. Калибр современных авиационных Г. 30—45 мм. Автоматика Г. действует за счет энергии внешнего привода (преимущественно электрического, см. рис.); возможно использование энергии отводимых пороховых газов, отката ствола, свободного затвора и др. Отличительными особенностями авиационного Г. по сравнению с авиационными автоматическими пушками являются простота конструкции, относительно низкая стоимость, малая начальная скорость гранаты (200—300 м/с), короткий ствол (10—15 калибров), низкое максимальное давление в канале ствола (120—150 МПа), небольшие габаритные размеры и масса образца (15—25 кг) и др. Малая начальная скорость гранаты обуславливает большое рассеивание и навесную траекторию её полёта. Большое рассеивание делает неэффективной стрельбу из Г. по малоразмерным одиночным целям, поэтому Г. применяются в основном как дополнительное вооружение для поражения площадных целей (при этом навесная траектория позволяет обеспечить поражение целей, расположенных за складками местности). Г. размещаются на летательном аппарате в подвижных и неподвижных установках с дистанционным управлением стрельбой, которая ведётся преимущественно на дальностях 1—2 км. Для авиационного Г. в условиях ограниченного из-за противодействия противника времени стрельбы важно повышение скорострельности Г., что является одной из основных задач совершенствования авиационного автоматического оружия.

*А. Г. Шипунов.*

Принципиальная схема устройства 40-мм автоматического авиационного гранатомёта ХМ-129 (США): 1 — электроконтакт капсуля гранаты; 2 — запирающий клин; 3 — барабан; 4 — криволинейный паз для возвратно-поступательного перемещения ствола; 5 — электродвигатель; 6 — ствол; 7 — ствольная коробка; 8 — граната; 9 — криволинейный паз механизма подачи гранат; 10 — криволинейный паз запирающего клина; 11 — механизм подачи.

**гранулируемые сплавы** — конструкционные металлические материалы, полученные путём изостатического прессования при высоких давлениях (компактирования) мельчайших частиц (гранул) сплавов определенного химического состава, закристаллизовавшихся с высокой скоростью. Металлургия гранул — одно из перспективных направлений порошковой металлургии. В авиационной промышленности широкое применение находят Г. с. на основе никеля, титана, алюминия.

Технологическая схема изготовления заготовок или деталей методом металлургии гранул включает следующие операции; приготовление расплава, по химическому составу соответствующего заданному сплаву; получение гранул (используются методы центробежного распыления заготовок, оплаваемых плазменной дугой, распыления расплава сжатыми инертными газами, центробежного распыления расплава и др.); рассев и сепарация гранул; дегазация гранул и засыпка их в герметичные металлические или керамические формы; компактирование гранул в заготовки с плотностью, близкой к теоретической, методами горячего изостатического прессования (в специальных аппаратах — газостатах или высокотемпературных гидростатах) или в контейнерах обычных гидравлических прессов. Первичное компактирование может дополняться прессованием, ковкой или штамповкой. Компактные заготовки подвергаются затем термической и механической обработке и контролю качества.

Важная характерная особенность металлургии гранул — высокая скорость затвердевания капель металлического расплава: если затвердевание промышленных слитков проходит при скорости охлаждения менее  $1\text{ }^{\circ}\text{C}/\text{с}$ , то при затвердевании гранул размером до 200—300 мкм скорость охлаждения в интервале кристаллизации превышает  $10000\text{ }^{\circ}\text{C}/\text{с}$ .

Высокие скорости охлаждения, достигаемые при кристаллизации гранул, в сочетании с горячим изостатическим прессованием обеспечивают ряд преимуществ нового технологического процесса: отсутствие в больших объёмах зональной ликвации и высокая однородность состава, структуры и свойств изделий даже из сложнелегированных сплавов; значительно меньшая чувствительность

свойств к размерам заготовок и деталей; измельчение структуры сплава в сочетании со смещением фазовых равновесий по диаграмме состояния; возможность изготовления деталей или точных заготовок сложной формы при минимальной трудоёмкости; резкое сокращение расхода металла; возможность получения изделий из сплавов с повышенным содержанием легирующих компонентов, а также создания нового класса материалов переменного химического состава, обеспечивающих значительное повышение механических, эксплуатационных и многих специальных характеристик. Так, в сплавах алюминия с переходными металлами в несколько раз увеличивается растворимость (пересыщение твёрдого раствора), что приводит к существенному повышению конструкционной прочности и жаропрочности. **Г. с.** алюминия со свинцом, которые невозможно получить традиционным способом, значительно превосходят известные алюминиевые сплавы с оловом по антифрикционным свойствам. Гранулирование, приводя к многократному измельчению хрупких первичных кристаллов, даёт возможность, эффективно деформируя брикеты, получать изделия с низким коэффициентом линейного расширения (сплавы алюминия с высоким содержанием кремния) и с хорошим сочетанием прочности и электрической проводимости при повышенных температурах (сплавы алюминия с редкоземельными металлами). Из высоколегированных никелевых сплавов, не поддающихся обработке давлением из-за малой пластичности в литом состоянии, методом металлургии гранул изготавливаются диски газотурбинных двигателей. Предел прочности этих дисков на 20%, а при высоких температурах на 30% выше, чем у дисков, получаемых в серийном производстве обычными способами. Новая технология позволяет снизить массу деталей и увеличить ресурс.

Наряду с **Г. с.** на основе никеля, титана, алюминия получают распространение и другие гранулируемые материалы. Так, гранулируемые быстрорежущие стали обеспечивают значительно более высокую стойкость режущего инструмента и возможность замены дефицитных легирующих элементов. Металлургия гранул открывает широкие перспективы для повышения свойств сплавов на основе различных металлов.

*Лит.:* Металлургия гранул — новый прогрессивный технологический процесс производства материалов, в сб.: Обработка легких и жаропрочных сплавов, М, 1976; [Добаткин В. И., Елагин В. И., Гранулируемые алюминиевые сплавы. М., 1981.](#)

*В. И. Добаткин, Н. Ф. Аношкин.*

**графика машинная** — совокупность математических и аппаратных средств, обеспечивающих представление и преобразование в ЭВМ графической информации. **Математические средства Г. м.** — графические алгоритмы, структуры данных, графические языки. Графические алгоритмы используются для решения задач построения геометрического объекта, геометрических преобразований (поворот, перенос, изменение масштаба и др.), позиционирования (определение линий пересечения поверхностей), метрических операций (вычисление длины линии, площади поверхности, объёма тела и др.), интерполяции и аппроксимации кривых и поверхностей, визуализаций геометрических объектов. Для визуализации используются методы начертательной геометрии, позволяющие представить на плоскости пространственные объекты, линейные рисунки двумерных объектов, линейные (каркасные) рисунки трёхмерных объектов, в том числе с удалением невидимых линий, монохроматические и многоцветные тоновые изображения поверхностей и сплошных тел (см. рис.). Структура графических данных — разновидность базы данных, в соответствии с которой строится так называемый дисплейный файл — последовательность команд и данных, управляющая работой устройства визуализации. Графический язык — разновидность алгоритмического языка высокого уровня, реализующего алгоритмы **Г. м.** **Аппаратными средствами Г. м.** служат графические периферийные устройства ЭВМ. При наличии соответствующих аппаратных средств взаимодействия человека с ЭВМ и команд графического языка, обеспечивающих режим диалога работы ЭВМ, используется так называемая интерактивная графика. **Г. м.** позволяет глубже и шире использовать возможности системы автоматизированного проектирования авиационной техники и других автоматизированных систем.

## Изображение сплошного тела с помощью машинной графики.

**Грацианский** Алексей Николаевич (р. 1905) — советский полярный лётчик, Герой Советского Союза (1957). Окончил Киевский политехнический институт и Харьковское лётное училище (1928). С 1929 работал лётчиком-испытателем в ОКБ *К. А. Калинин*; по заданию Осоавиахима построил учебно-спортивный самолёт «Онега» со складывающимся крылом. С 1934 в полярной авиации. Летал на гидросамолётах на линиях: Иркутск — Якутск — Тикси, Красноярск — Игарка — Диксон. Участвовал в поисках пропавшего самолёта С. А. Леваневского (1937—1938), испытывал многие типы самолетов. Участник Великой Отечественной войны. В 1958—1965 заместитель генерального конструктора в ОКБ О. К. Антонова. Награждён 2 орденами Ленина, медалями.

### А. Н. Грацианский.

**гребень аэродинамический** — вспомогательная, как правило вертикальная, аэродинамическая поверхность самолёта, предназначенная для повышения его путевой статической устойчивости (см. *Боковая устойчивость*). Наиболее часто **Г. а.** располагаются в плоскости симметрии самолёта на хвостовой части фюзеляжа — форкиль (располагается перед *килем*) и под фюзеляжем — подфюзеляжный гребень. **Форкиль** увеличивает путевую статическую устойчивость самолёта на больших углах скольжения. Один или несколько **подфюзеляжных гребней**, расположенных под углом к плоскости симметрии, повышают путевую статическую устойчивость самолёта на больших углах атаки. Чтобы обеспечить более благоприятные условия для взлёта, посадки и стоянки летательного аппарата, эти гребни могут выполняться складывающимися (убирающимися). Иногда применяют **горизонтальный Г. а.**, устанавливаемый на носовой части фюзеляжа; такой гребень аэродинамически благоприятно взаимодействует с *вертикальным оперением* (см. *Интерференция аэродинамическая*). **Г. а.** чаще всего применяют на манёвренных сверхзвуковых самолётах, на которых только вертикальным оперением трудно обеспечить требуемый запас путевой статической устойчивости на всех режимах полёта. Площадь **Г. а.** обычно невелика (1—3% площади крыла).

**Грибовский** Владислав Константинович (1899—1977) — советский военный лётчик и авиаконструктор, полковник. Окончил Петроградские артиллерийские курсы командного состава РККА (1920), Егорьевскую теоретическую школу лётчиков (1921), 1-ю Московскую высшую школу военных лётчиков (1923), Севастопольскую лётную школу (1923), Высшую военно-авиационную школу воздушной стрельбы и бомбометания (1924). В 1930—1932 начальник Московской школы лётчиков Осоавиахима, в 1932—1938 заместитель начальника КБ Осоавиахима, в 1938—1939 начальник опытного отдела планёрного завода, в 1939—1943 начальник и главный конструктор ОКБ, в 1943—1948 главный конструктор и директор (с 1947) авиационного завода. Под руководством **Г.** созданы учебно-тренировочные планеры Г-2бис, Г-6, Г-7, Г-9, Г-13, первый в СССР гидропланёр Г-12, спортивно-тренировочные самолёты Г-10, Г-14, Г-22, Г-23, Г-25. На самолётах и планерах **Г.** установлен ряд мировых рекордов. Награждён орденами Ленина, Красного Знамени, медалями.

### В. К. Грибовский.

**Григолюк** Эдуард Иванович (р. 1923) — советский учёный в области механики, член-корреспондент АН СССР (1958). После окончания Московского авиационного института (1944) преподавал в ряде вузов [Московский авиационный институт (проф. с 1965), Московское высшее техническое училище, Московский государственный университет и др.]. Работал в Институте механики АН СССР (1953—1958), Институте гидродинамики Сибирского отделения АН СССР (1958—1965), заведующим лабораторией Института механики МГУ (с 1966), заведующий кафедрой Московского автомеханического института (с 1977). Основные труды в области прочности прямого воздушного реактивного двигателя, прочности и устойчивости оболочек. Награждён орденами Дружбы народов, «Знак Почёта».

Э. И. Григолюк.

**Григорович** Дмитрий Павлович (1883—1938) — один из пионеров Отечественного самолётостроения. Окончил Киевский политехнический институт (1909). В годы учёбы в институте предпринял первые попытки постройки лёгких спортивных самолётов. С 1911 издавал в Петербурге журнал «Вестник воздухоплавания:». В 1913 поступил на завод «Первого Российского товарищества воздухоплавания Щетинин и К<sup>о</sup>», а в середине 1917 основал собственный небольшой завод, который был национализирован в марте 1918. В период 1913—1918 построил серию гидросамолётов от М-1 до М-20, наиболее удачными из которых были летающие лодки М-5 и М-9 (см. *Григоровича самолёты*), составившие основу формирования парка Отечественной гидроавиации. К конструкторской деятельности вернулся в 1922, работал на авиационных заводах, в конструкторских организациях (отделе морского опытного самолётостроения, Центральном КБ) и в 1923—1938 создал ряд самолетов морского и наземного базирования, в том числе летающую лодку М-24, первый советский истребитель, принятый на вооружение (И-2бис), пушечные истребители И-З и ИП-1. Был необоснованно репрессирован и в 1928—1931 находился в заключении, работая при этом в ЦКБ-39 ОГПУ, где были созданы истребители И-З и (совместно с Н. Н. Поликарповым) И-5. Всего Г. создано 80 самолётов различных типов. Под его руководством работали С. П. Королёв, С. А. Лавочкин, Н. И. Камов, Г. М. Бериев, И. В. Четвериков, В. Б. Шавров, Н. К. Скржинский, М. К. Тихонравов, ставшие впоследствии известными конструкторами авиационной и ракетно-космической техники. После основания Московского авиационного института возглавил кафедру конструкции самолётов. Портрет смотри на стр. 191.

Лит.: Арлазоров М. С., Конструкторы, М., 1975.

Д. П. Григорович.

**Григоровича самолёты.** В период 1908—1935 Д. П. Григоровичем создано 80 самолётов разнообразных типов, в числе которых гидросамолёты различного назначения, истребители и другие самолёты сухопутного базирования. Многие из них были в серийном производстве, некоторые строились в единственном экземпляре (это варианты, предшествовавшие серийному образцу, самолёты нового типа и т. п.). Основные данные некоторых самолётов приведены в таблицах 1 и 2.

М-1 (морской первый) — летающая лодка (ЛЛ), построенная по образцу французской лодки «Донне-Левек» с внесением ряда конструктивных изменений. Схема — полутораплан с толкающим воздушным винтом — будет характерна для многих гидросамолётов Григоровича. Кабина двухместная (сидения рядом).

М-2, М-3, М-4 — ЛЛ с увеличенными по сравнению с М-1 размерами, изменёнными обводами корпуса и профилем крыльев, более мощными двигателями; построены с целью достигнуть более высоких лётных и мореходных качеств. Весной 1915 Морское ведомство приняло 4 экземпляра лодки М-4.

М-5 (рис. 1 и рис. в таблице VI) — одна из лучших ЛЛ своего времени, отработанная по форме корпуса, коробке крыльев и компоновке в целом на основе предшествующих моделей. Каркасы лодки и крыльев деревянные, обшивка лодки из фанеры, обтяжка крыльев — миткаль. Экипаж — 2 человека. Отличалась хорошими мореходностью (преодолевала волну высотой до 0,5 м) и пилотажными свойствами. Выпущена в начале 1915. В военных действиях использовалась как разведчик (мог устанавливаться пулемёт), но после выпуска М-9 стала применяться в учебных целях (для подготовки морских лётчиков). В 1915—1923 выпущено около 300 экземпляров.

М-6, М-7, М-8 — опытные ЛЛ, выполненные по образцу М-5, но с изменёнными обводами.

М-9 (рис. 2 и рис. в таблице VI) — ЛЛ с увеличенными по сравнению с М-5 размерами, трёхместная. Устанавливались двигатели мощностью от 95,6 до 162 кВт (в основном 110 кВт). Отличалась хорошими мореходными и пилотажными характеристиками. В сентябре 1916

*Я. И. Нагурский* с пассажиром на борту выполнил на М-9 (на гидросамолёте — впервые) две петли Нестерова подряд. Предназначалась для разведки, могла проводить бомбометание. В передней кабине устанавливался шкворневой пулемёт (на некоторых экземплярах пушка). Применялась в Первой мировой и Гражданской войнах. В 1916—1923 построено около 500 экземпляров. Создание М-9 (наряду с М-5) было одним из наиболее значительных достижений Григоровича в гидроавиации.

М-15 — дальнейшее развитие ЛЛ М-9 со значительным уменьшением размеров. Вследствие нехватки двигателей выбранного типа ЛЛ М-15 была построена в небольшом количестве и использовалась главным образом как тренировочный самолёт.

М-16 — поплавковый гидросамолёт-разведчик. Двухместный биплан с ферменным хвостом, толкающим воздушным винтом, с двумя главными и одним хвостовым поплавком. Построено 40 экземпляров.

М-17 — незначительное видоизменение ЛЛ М-15. Построено несколько экземпляров.

М-20 — ЛЛ, сходная с М-5, но с двигателем «Рон» мощностью 88,3 кВт. Выпущена в небольшом количестве, применялась в Гражданской войне.

МК-1 (морской крейсер) — однопоплавковый гидросамолёт больших (для своего времени) размеров, постановщик мин, дальний разведчик и бомбардировщик. Трёхдвигательный фюзеляжный биплан с закрытой кабиной экипажа; воздушные винты тянущие. В носовой части поплавок на рабочем месте стрелка наблюдателя предусматривалась установка крупнокалиберной пушки (до 3 дюймов). Этот оригинальный по замыслу самолёт постигла неудача — в первой попытке взлёта он затонул на разбеге. Экипаж спасся, самолёт получил большие повреждения и не восстанавливался.

ГАСН (гидроаэроплан специального назначения), СОН (самолёт особого назначения) — двухдвигательный двухпоплавковый гидросамолёт, первый в мире морской торпедоносец. Был оборудован двумя стрелковыми установками — одна перед рабочими местами двух лётчиков, другая — за коробкой крыльев. Из 10 заказных самолётов был построен один, проходивший лётные испытания в 1917. В 1920 испытания возобновились, но вскоре были прекращены.

М-11 — одноместный морской истребитель типа ЛЛ (опытный образец и несколько тренировочных самолётов — двухместные). Вооружение — неподвижный пулемёт, установленный перед кабиной под обтекателем. Для защиты лётчика и двигателя применено бронирование. Самолёт предназначался для сопровождения лодок М-9, но в основном использовался как разведчик. В эксплуатации было около 60 экземпляров.

М-12 — видоизменение М-11 с некоторыми отличиями в оперении и форме носовой части лодки. Выпущено несколько экземпляров.

М-24 и М-24бис — развитие ЛЛ М-9 (с изменениями) под более мощные двигатели (162 и 191 кВт). Построено 40 экземпляров М-24 и 20 экземпляров М-24бис.

МРЛ-1 (морской разведчик с двигателем «Либерти») — ЛЛ, одностоечный биплан с толкающим воздушным винтом. Построен 1 экземпляр. Испытания показали необходимость совершенствования самолёта, что привело к созданию следующей модели.

МР-2 по схеме аналогичен МРЛ-1, но с увеличенными размерами. Самолёт потерпел катастрофу в ходе лётных испытаний (выполненные позднее в Центральном аэрогидродинамическом институте испытания модели в аэродинамической трубе выявили недостаточную продольную устойчивость МР-2).

МУ-2 — учебный ЛЛ с металлическим корпусом и отечественным двигателем М-11. Самолёт оказался перетяжелённым и в серии не строился.

РОМ-1 (разведчик открытого моря, МДР-1) — морской дальний разведчик, ЛЛ с поплавками боковой остойчивости. Два двигателя установлены по схеме «тандем» толкающим и тянущим воздушными винтами. Конструкция смешанная: корпус лодки, нижнее крыло и поплавки из кольчугалюминия, верхний крыло деревянное с полотняной обтяжкой, хвостовое оперение из кольчугалюминия с полотняной обтяжкой. Вооружение — бомбы и четыре пулемёта в двух турельных установках. Самолёт проходил лётные испытания, но вследствие перетяжеления, неблагоприятной центровки и т. п. в серии не строился.

РОМ-2 (МДР-1) — развитие РОМ-1 с двумя двигателями, установленными параллельно (с тянущими воздушными винтами), и изменёнными обводами корпуса лодки. Лётные качества улучшились, но не отвечали требованиям начала 30-х гг. (в серии не строился).

И-1 — первый опытный сухопутный истребитель Григоровича (разрабатывался одновременно с И-1 Н. Н. Поликарпова по аналогичному заданию, отсюда одинаковые обозначения). Одноместный одностоечный биплан деревянной конструкции с полотняной обшивкой.

И-2 (рис. 3) — развитие И-1. Отличия: отсутствие *поперечного V крыла*, монококовый фюзеляж овального сечения (вместо расчалочного), улучшенные капоты двигателя и т. д. Вооружение — два пулемёта *ПВ-1 с синхронизаторами* стрельбы. Самолёт был принят для серийного производства.

И-2бис (рис. в таблице X) — серийный вариант с некоторыми переделками по сравнению с И-2 (в средней части фюзеляжа для повышения прочности введена сварная ферма, увеличены размеры кабины и др.). По существу, это был первый советский истребитель, выпущенный значительной серией (211 экземпляр).

И-Z (пушечный истребитель «Z») — одноместный истребитель, подкосный низкоплан с мощным пушечным вооружением (рис. 4). Увеличение калибра оружия стало возможным благодаря созданию Л. В. Курчевским так называемых динамореактивных пушек с малой отдачей (отдача компенсируется реакцией отбрасываемых назад газов). На И-Z были установлены две трёхдюймовые АПК (автоматические пушки Курчевского) под крылом и синхронный пулемёт ПВ-1. Передняя часть фюзеляжа с кабиной взята от И-5, хвостовая часть фюзеляжа — дуралюминовый монокок овального сечения с большим вертикальным оперением и высоко поднятым подкосным горизонтальным оперением (чтобы ослабить воздействие отбрасываемых пушками газов). Крыло (на серийных самолётах) деревянной конструкции. В 1933—1935 построен 71 самолёт.

В связи с последующим успешным развитием скорострельных авиационных пушек меньшего калибра пушки АПК распространения не получили.

ИП-1 (истребитель пушечный, ДГ-52) — одноместный истребитель, свободнесущий моноплан (рис. 5) с полуубирающимся назад шасси. Конструкция крыла и фюзеляжа металлическая (обтяжка рулей — полотно). Воздушный винт с изменяемым на земле шагом. Вооружение: на опытных образцах две АПК, на серийных — две пушки *ШВАК* и шесть пулемётов *ШКАС*. В 1936—1937 выпущено 200 самолётов.

ИП-4 (ДГ-53) — модификация ИП-1 уменьшенных размеров. Построен 1 экземпляр.

СУВП (самолёт «Укрвоздухпуть») — подкосный высокоплан с открытой кабиной лётчика и трёхместной пассажирской кабиной. Построен по заказу общества «Укрвоздухпуть» и эксплуатировался на воздушных линиях Украины (серийно не выпускался). Конструкция смешанная: фюзеляж и подкосы крыла сварные из стальных труб, крыло и оперение деревянные, вся обтяжка из полотна.

Э-2 (ДГ-55) — спортивно-тренировочный двухместный моноплан деревянной конструкции с убирающимся шасси. Самолёт хорошо зарекомендовал себя в полётах, но в серии не строился.

С участием Григоровича (как соавтора проекта или консультанта) был осуществлён ещё ряд разработок, в числе которых истребитель И-5 (см. *Поликарпова самолёты*), тяжёлый

бомбардировщик ТБ-5, тяжёлые штурмовики серии ТШ и другие.

Лит.: Шавров В. Б., История конструкций самолетов в СССР до 1938 г., 3 изд., М., 1936.

Табл. 1. — Гидросамолёты Д. П. Григоровича

Основные данные	М-1	М-5	М-9	М-16	МК-1	М-11	ГАСН (СОН)
Первый полёт, год	1914	1915	1916	1916	1616	1916	1917
Начала серийного производства, год.	-	1915	1916	1617	-	1917	-
Число, тип и марка двигателей	1 ПД «Гном»	1 ПД «Гном-Моносуап»	1 ПД «Салымсон»	1 ПД «Салымсон»	3 ПД: «Рено» (2), «Испано» (1)	1 ПД «Рон»	2 ПД "Реко"
Мощность двигателя, кВт	36,8	73,5	110	110	2X16 2, 1X10 3	80,9	162
Длина самолета, м	-	8,6	9	8,6	30	7,6	28
Размах крыла, м	-	13,62	16	18	16,5	8,75	-
Площадь крыла, м <sup>2</sup>	-	37,9	54,8	61,8	-	26	150
Взлётная масса, кг	620	960	1540	1450	-	926	-
Масса пустого самолёта, кг	420	660	1060	1100	-	676	-

Максимальная скорость, км/ч	100	105	110	110	-	148	110
Практический потолок, м	-	3300	3000	-	-	3000	-
Максимальная продолжительность полета, ч	-	4	3,5	4	-	2,7	-

Продолжение табл. 1

Основные данные	М-24	МРЛ-1	МР-2	МУР-1	РОМ-1	МУ-2	РОМ-2
Первый полет	1923	1925	1926	1926	1927	1928	1929
Начало серийного производства	1924	-	-	-	-	-	-
Число, тип и марка двигателей	1 ПД «Рено»	1 ПД «Либерти»	1 ПД «Лоррен-Дитрих»	1 ПД "Рон" (М-2)	2 ПД "Лоррен-Дитрих»	1 ПД М-11	2 ПД БМВ-VI (М-17)
Мощность двигателя, кВт	162	331	331	88,3	331	80,9	500
Длина самолета	9	10,6	13,5	8	16	8,6	17,4
Размах крыла, м	16	13,2	15,6	11,5	28	11,8	26,8
Площадь крыла, м <sup>2</sup>	55	50	56,7	33	104,6	35,8	108,2

Взлетная масса, кг	1650	2600	2770	1000	5830	1086	6587
Масса пустого самолёта, кг	1200	1660	1770	700	4518	820	4250
Максимальная скорость, км/ч	130	185	179	129	165	136	180
Практический потолок, м	3500	3050	4200	3500	3470	3150	4500
Максимальная продолжительность полета, ч	-	5	5	3	5	3	5

Табл. 2 — Сухопутные самолёты Д. П. Григоровича.

Основные данные	И-2	И-2бис	СУВП	И-Z	ИП-1	Э-2
Первый полёт, год	1924	1925	1925	1931	1934	1935
Начало серийного производства, год	1926	1926	-	1933	1936	-
Число, тип и марка двигателей	1 ПД «Либерти»	1 ПД М-5	1 ПД «Бристоль-Люцифер»	1 ПД М-22	1 ПД М-25	2 ПД «Циррус-Гермес»
Мощность двигателя, кВт	311	331	73,5	353	460	88,3
Длина самолёта, м	7,32	7,32	8,4	7,65	7,2	7,9

Площадь крыла, м <sup>2</sup>	23,4	23,4	24,1	19,5	19,9	13,8
Размах крыла, м	10,8	10,8	13,7	11,5	10,9	11
Взлётная масса, кг	1530	1575	1150	164 6	188 0	1546
Масса пустого самолёта, кг	1130	1152	820	118 0	120 0	1061
Максимальная дальность полёта, км	650	600	-	600	-	2000
Максимальная скорость полёта, км/ч	242	235	139	259	343	296
Практический потолок, м	5800	5340	3050	700 0	-	5000

**Гризодубов** Степан Васильевич (1884—1965) — советский авиаконструктор, изобретатель и лётчик. Окончил Харьковское техническое паровозостроительное училище (1904) и стал мастером электромеханического ремесла. В 1908—1912 построил самолёты Г-1, Г-2, Г-3 и Г-4 (летавший) с бензиновыми 4- и 3-цилиндровыми двигателями АДГ-1 и АДГ-2 мощностью соответственно 38 и 22 кВт (в этих двигателях использовались детали французского двигателя «Анзани»). В 1915—1916 в армии, где после обучения в Петроградской школе авиации получил диплом пилота-авиатора. В 1919—1920 командовал Харьковским авиапарком, восстанавливал самолёты для Красной Армии. С 1924 руководил секцией планёрного спорта и маломощной авиации Осоавиахима Украины и Крыма. Один из организаторов планеризма в стране. В 1939 построил спортивный самолёт Г-5 с бензиновым двигателем АДГ-4 мощностью 18 кВт. В квартире Гризодубовых открыт (1972) Музей истории авиации Харькова.

**С. В. Гризодубов.**

**Гризодубова** Валентина Степановна (р. 1910/1911) — советская лётчица, полковник, Герой Советского Союза (1938), Герой Социалистического Труда (1986). Дочь *С. В. Гризодубова*. Окончила Пензенскую лётную школу Осоавиахима (1929). Занималась планёрным спортом, работала лётчиком-инструктором в Тульской авиационной школе. В Красной Армии с 1936. Совершила *перелёты*: Москва — Актюбинск (совместно с *М. М. Расковой*), 1937; Москва — посёлок Керби (ныне село имени Полины Осипенко, Хабаровский край; совместно с *Расковой* и *П. Д. Осипенко*), 1938. Участница Великой Отечественной войны. В ходе войны была командиром

авиаполка. Совершила около 200 боевых вылетов. С 1945 работала в гражданской авиации. Председатель Антифашистского комитета советских женщин (1941—1945). Депутат Верховного Совета СССР в 1937—1946. Награждена 2 орденами Ленина, орденом Октябрьской Революции, 2 орденами Отечественной войны 1-й степени, орденами Трудового Красного Знамени, Красной Звезды, медалями,

**В. С. Гризодубова.**

**Грин** (Greene) Чарлз (1785—1870) — английский воздухоплаватель, пилот и конструктор аэростатов. Первым в 1823 предложил наполнять свободные аэростаты светильным газом вместо водорода, что на 40% уменьшило подъёмную силу, но значительно удешевило полет. В 1821—1858 совершил 498 полётов (в том числе с научными целями) на аэростатах, наполненных светильным газом, и 28 — на аэростатах, наполненных водородом. Впервые ввёл в практику свободных полётов *гайдрон*, что облегчило посадку. На построенном им в 1836 аэростате объёмом 2500 м<sup>3</sup> совершил более 100 полётов, в том числе полёт с экипажем 12 человек. В 1840 разработал проект аэростата для полётов через Атлантику. Для исследования характеристик атмосферы в 1852 провёл 4 полёта на высоте до 6990 м. 3 раза перелетал на аэростате через Ла-Манш.

**Ч. Грин.**

**Гринчик** Алексей Николаевич (1912—1946) — советский лётчик-испытатель 1-го класса, инженер-подполковник. Окончил лётную школу при Московском авиационном институте (1935), Московский авиационный институт (1936), Участник Великой Отечественной войны. Совершил 57 боевых вылетов, сбил 6 самолётов противника. Работал лётчиком-испытателем-инженером в Центральном аэрогидродинамическом институте и ЛИИ, изучал проблемы выхода самолётов из штопора. Летал на самолётах 102 типов. Погиб при проведении заводских испытаний одного из первых советских реактивных самолётов МиГ-9. Награждён 3 орденами Ленина, 2 орденами Отечественной войны 1-й степени, медалями.

**А. Н. Гринчик.**

**Грицевец** Сергей Иванович (1909—1939) — советский лётчик, майор, дважды Герой Советского Союза (дважды, 1939). В Красной Армии с 1931. Окончил Оренбургскую военную школу лётчиков (1932), школу воздушного боя (1936). Участник войны в Испании и боёв в районе реки Халхин-Гол. Сбил около 40 самолётов противника. Погиб при исполнении служебных обязанностей. Награждён орденом Ленина, медалями.

*Лит.:* Головин А. П., Сергей Грицевец Челябинск, 1974.

**С. И. Грицевец.**

**Громов** Михаил Михайлович (1899—1985) — советский лётчик, генерал-полковник авиации (1944), профессор (1937), Герой Советского Союза (1934). В Советской Армии с 1918. Окончил теоретические курсы авиации имени Н. Е. Жуковского при Высшем техническом училище (1917), Московскую центральную авиационную школу лётчиков (1918). Участник Гражданской и Великой Отечественной войн. Работал лётчиком-испытателем. В 1940—1941 начальник ЛИИ. Во время Великой Отечественной войны был командующим авиадивизии, командующим Военно-воздушных сил фронта, командующим воздушными армиями. С 1944 начальник Главного управления боевой подготовки фронтовой авиации, в 1946—1949 заместитель командующего Дальней авиацией, затем (до 1955) на руководящей работе в Министерстве авиационной промышленности. Совершил *перелёты*: по замкнутому протяжённому маршруту (совместно с А. И. Филиным), 1934; Москва — Северный полюс — Сан-Джасинто в США (совместно с С. А. Данилиным и А. Б. Юмашевым), 1937, и др. Г. — один из первых советских лётчиков, получивших награду Международной авиационной федерации — медаль А. де Лаво (1937). Депутат Верховного Совета СССР в 1937—1950. Награждён 4 орденами Ленина, орденом Октябрьской Революции, 4 орденами Красного Знамени, орденами Суворова 2-й степени,

Отечественной войны 1-й степени, 3 орденами Красной Звезды, медалями. Имя Г. присвоено Лётно-исследовательскому институту.

Соч.: Через всю жизнь, М., 1986.

Лит.: Кригер Е., Герой Советского Союза М. М. Громов, М., 1938; Резниченко Г. И., Вся жизнь — небу, М., 1983.

**М. М. Громов.**

**Гроссман** Евгений Павлович (1910—1953) — советский учёный, один из основателей советской школы аэроупругости, профессор (1949), доктор технических наук (1940). После окончания аэромеханического факультета Казанского университета (1932) работал в Центральном аэрогидродинамическом институте (исследовал флаттер, нормы прочности и статическую аэроупругость). Труды по автоколебаниям самолётных конструкции, дивергенции крыла, реверсу и эффективности элеронов (особенно для самолётов со стреловидным крылом). Государственная премия СССР (1942). Награждён орденами Трудового Красного Знамени, Краской Звезды.

**Е. П. Гроссман.**

**Гроховский** Павел Игнатьевич (1899—1946) — советский конструктор, изобретатель и организатор производства парашютной и воздушно-десантной техники, мастер парашютного спорта (1934). Участник Октябрьского вооруженного восстания и Гражданской войны. Окончил Качинскую военную авиационную школу (1925). С 1929 лётчик-испытатель научно-исследовательского института Военно-воздушных сил, одновременно руководитель конструкторского отдела при Управлении Военно-воздушных сил Рабоче-крестьянской Красной Армии, а затем начальник и главный конструктор Особого конструкторского производственного бюро военно-воздушных сил Рабоче-крестьянской Красной Армии (1932—1934), начальник и главный конструктор Экспериментального института Наркомата тяжёлой промышленности по вооружениям Рабоче-крестьянской Красной Армии (до 1937). Создал первые в мире хлопчатобумажные людские и грузовые парашюты, парашютные системы и автоматические устройства к ним, грузовые контейнеры для воздушно-десантных войск, оригинальные конструкции опытных самолётов. Награжден орденом Ленина. Необоснованно репрессирован; реабилитирован посмертно.

Лит.: Казаков В., Небо помнит..., М., 1988; Чутко И. Э., Мост через время, М., 1989.

**П. И. Гроховский.**

**грузовой летательный аппарат** — транспортный летательный аппарат для перевозки почты, грузов, техники с сопровождающим их персоналом. Многие транспортные летательные аппараты создаются для военного (см. *Военно-транспортный летательный аппарат*) и для гражданского применения. В качестве **Г. л. а.** используются грузовые самолёты (ГС), грузовые вертолёты (ГВ) и дирижабли, ГС и ГВ по взлётной массе подразделяются на легкие, средние и тяжёлые. Важнейшие характеристики **Г. л. а.**: грузоподъёмность, габаритные размеры и объём грузовой *кабины*, часовая *производительность* и себестоимость перевозок.

ГС и ГВ имеют, как правило, грузовую кабину, в которой размещается и швартуется перевозимый груз; она имеет большие грузовые двери (люки) и оснащена трапами (наездами или рампой) и транспортным оборудованием для выполнения погрузочно-разгрузочных операций на земле и сброса грузов и техники в воздухе. Возможно также жёсткое наружное крепление груза, а ГВ могут транспортировать его и на гибкой внешней подвеске. На дирижаблях груз размещается в *гондолах*.

До начала 40-х гг. грузовые перевозки осуществлялись на пассажирских и грузопассажирских самолётах с бортовыми грузолюками. Первые специализированные ГС с хвостовыми люками были построены: в США — Фэрчайлд С-82 «Пэкет» (1944), в Германии — Арадо-232 (1944); в Великобритании — Бристоль 170 «Фрейтер» (1945). Первый советский специализированный ГС

Ан-8 был создан в 1956, а 1957 — Ан-12, в 1965 — первый в мире широкофюзеляжный ГС Ан-22 «Антей» (диаметр фюзеляжа 6 м), а в последующие годы — лёгкие Ан-24Т, Ан-26, Ан-32 и самолёт короткого взлёта и посадки Ан-28 для местных воздушных линий. Для них характерны схема с высоким расположением крыла, размещение турбовинтовых двигателей на крыле, фюзеляж с хвостовым и (или) носовым грузолюками, возможность эксплуатации на мягких грунтах, автономность эксплуатации.

К транспортным самолётам с турбореактивным двухконтурным двигателем принадлежат советские ГС *Ил-76Т*, Ан-72 (укороченного взлёта и посадки) и его модификация Ан-74 «Арктика», Ан-124 «Руслан», Ан-225 «Мрия» грузоподъёмностью 250 т, способный перевозить груз, размещённый на фюзеляже (см. рис. 1 и 2), а также американский ГС Локхид С-5 (двухпалубный, с носовым и хвостовым грузолюками), Локхид С-141 и Боинг 747-200F (контейнеровоз с носовым люком).

Начиная с 50-х гг. в качестве **Г. л. а.** начали широко применяться транспортные и многоцелевые вертолёты, а затем *вертолёты-краны*. Независимость от аэродрома делает вертолёт незаменимым транспортным средством в труднодоступных районах, а способность зависать в воздухе позволяет использовать вертолёт для выполнения уникальных монтажных операций, в том числе с доставленными им конструкциями (грузами). В СССР в качестве ГВ использовались многие Отечественные машины различной грузоподъёмности, в том числе *Ми-4*, *Як-24*, Ми-6, Ми-2, Ми-10К, Ми-8, Ми-26 (грузоподъёмность 20 т), *Ка-15М*, Ка-18, Ка-26, Ка-25К, Ка-32 и другие. За рубежом своими разработками в области ГВ выделяются американские фирмы «Сикорский» и «Боинг вертолл».

Эксплуатация дирижаблей была практически свёрнута после Второй мировой войны. В 70-х гг. в ряде стран (в том числе в СССР) получили развитие исследования по целесообразности применения дирижаблей для транспортировки крупногабаритных тяжёлых (до 500 т) грузов.

**грузопассажирский самолёт** - быстро переоборудуемая (конвертируемая) модификация *пассажирского самолёта*. При проектировании базового самолёта в конструкции фюзеляжа предусматриваются грузовая дверь, усиленный пол (под транспортировку грузов) и узлы крепления контейнеров и поддонов. На некоторых пассажирских самолётах контейнеры, располагаемые в подпольных грузовых помещениях, позволяют (при отсутствии пассажиров) полностью использовать грузоподъёмность самолёта, и необходимость в конвертировании отпадает. Но в большинстве случаев эти помещения не позволяют решить проблему полностью. Цель создания **Г. с.** — лучшее использование грузоподъёмности самолёта, поскольку на некоторых линиях в зависимости от времени года пассажирозагрузка в одном направлении больше, чем в обратном, и, кроме того, пассажирозагрузка снижается в ночных рейсах.

**Г. с.** появились в период реактивной авиации (поршневые самолёты имели грузовые модификации).

**«Грумман»** (Grumman Aerospace Corporation) — авиаракетостроительная фирма США. Образована в 1929 как «Грумман эркрафт энджиниринг» (Grumman Aircraft Engineering Corporation), современное название с 1969. Основной поставщик авиационной техники военно-морских сил США. Во Второй мировой войне широко использовались разработанные фирмой палубные истребители F4F «Уайлдкэт» (первый полёт в 1939, построено около 8 тысяч), F6F «Хелкэт» (1942, построено 12275, см. рис. в таблице XX) и бомбардировщик ТВ «Аренджер» (1941, построено около 10 тысяч). Позднее фирма создала: палубные истребители F8F «Бэркэт» с поршневым двигателем (1943), реактивные F9F «Пантера» (1947, построено около 1 тысячи) и «Кугар» (1951, построено 1985), F11F «Тайгер» (1954), палубные самолёты противолодочной обороны AF «Гардиан» с поршневым двигателем (1949) и S-2. «Тракер» с двумя поршневыми двигателями (1952, построено более 1 тысячи), палубный самолёт дальнего радиолокационного обнаружения E-1В «Трейсер» с двумя поршневыми двигателями (1956), гидросамолёт U-16 «Альбатрос» (1947), лёгкие палубные военно-транспортные самолёты C-1 с двумя поршневыми двигателями (1955) и

С-2 с двумя турбовинтовыми двигателями (1963), разведывательный и легкий ударный самолет OV-1 «Мохок» с двумя турбореактивными двигателями (1959), реактивный самолет радиоэлектронной борьбы EA-6A (1963). Основные программы 80-х гг.: производство палубных истребителей F-14 «Томкэт» (1970, см. рис. в табл. XXXIII), самолетов радиоэлектронной борьбы EA-6B «Паулер» (1968) и палубных бомбардировщиков A-6 «Интрудер» (1960); постройка экспериментального истребителя X-29A (1984, см. рис.) с крылом обратной стреловидности; модификация истребителей-бомбардировщиков Джeneral Дайнемикс F-111 в вариант самолёта радиоэлектронной борьбы EF-111A. Основные данные некоторых самолётов фирмы приведены в таблице.

*М. А. Левин.*

Табл. — Самолеты фирмы «Грумман»

Основные данные	F6F-3	A-6E	F-14A	E-2C
Первый полёт, год	1943	1970	1970	1971
Число и тип двигателей	1 ПД	2 ТРД	2 ТРДДФ	2 ТВД
Мощность двигателя, кВт	1490	-	-	3660
Тяга двигателя, кН	-	41,4	93	-
Длина самолёта, м	10,24	16,69	19,1	17,54
Высота самолёта, н	3,43	4,93	4,88	5,58
Размах крыла, м	13,06	16,15	19,64/11,65*	24,56
Площадь крыла, м <sup>2</sup>	31,03	49,1	52,5	65,03
Взлетная масса нормальная	5,53	-	26,55	-
максимальная	6	26,53	33,72	23,6

Масса пустого самолёта, т	4,1	12,09	18,04	17,2
Максимальная боевая нагрузка, т	-	8,17	6,58	-
Максимальная скорость полёта, км/ч,	605 (при массе 5,16 т)	1037 (у земли)	2550	602
Максимальная дальность полёта, км	1746	1627 (с макс. боевой нагрузкой); 5222 (с подвесными баками)	3220	2580 (перегоночная)
Потолок, м	11430	12925	15240	9390
Экипаж, чел.	1	2	2	5
Вооружение или специальное оборудование.	6 пулемётов (12,7 мм)	До 30 бомб по 227 кг или 3 бомбы по 908 кг и 2 подвесных топливных бака	Пушка М-61 (20 мм, 675 снарядов), до 16 УР, бомбы	РЛС AN/APS-125 (дальность обнаружения самолётов с высоты 9150 м — 480 км, крылатых ракет — 185 км)

\* При изменении угла стреловидности от минимального до максимального

**грунтовый аэродром** — аэродром, на котором *взлётно-посадочные полосы, рулёжные дорожки* и места *стоянок* не имеют искусственных *аэродромных покрытий*. Наиболее распространённый тип покрытия лётных полос **Г. а.** — так называемое дерновое покрытие.

Для нормального функционирования **Г. а.** в течение всего тёплого периода года необходимо, чтобы поверхность лётных полос не только была достаточно ровной и гладкой, но и обладала значительной связностью и упругостью, была свободна от грязи и пыли, не выдувалась ветром, не

размывалась ливнями. Большое значение имеет регулирование водного режима почв и грунтов: вода оказывает весьма существенное влияние на физико-механические свойства поверхности лётной полосы, в особенности на её способность противостоять деформирующему действию опор летательного аппарата; кроме того, вода — один из важнейших факторов, обуславливающих рост дернообразующих трав. Для задернения **Г. а.** применяют различные травосмеси, в которых главную роль играют луговые злаки. Простые травосмеси содержат 3—7 видов трав, сложные — 8—12 видов.

При создании дернового покрытия, а также в связи с плакировочными работами почвы и грунты лётных полос подвергаются механической обработке: вспашке, лущению, боронованию, культивации, фрезерованию и укатыванию. Для нормального развития дернообразующих трав в почву лётных полос регулярно вносят органические и минеральные удобрения.

**Г. а.** устраиваются главным образом для военной и сельскохозяйственной авиации и на местных воздушных линиях гражданской авиации. См. также статью *Давление на грунт*.

*Лит.:* Сельскохозяйственные аэродромы, М., 1974; Изыскания и проектирование аэродромов, М., 1981.

*А. П. Журавлёв.*

Рис. 1. Погрузка орбитального корабля «Буран» и самолёта Ан-225 «Мрия» на космодроме Байконур.

Рис 2. Транспортировка орбитального корабля «Буран» на самолёте Ан-225 «Мрия».

Экспериментальный истребитель Х-29.

**групповой пилотаж** — маневрирование группы летательных аппаратов с сохранением *строя*.

**Грушин** Пётр Дмитриевич (р. 1906) — советский учёный в области авиационной техники, академик АН СССР (1966; член-корреспондент 1962), дважды Герой Социалистического Труда (1958, 1981). Окончил Московский авиационный институт (1932). В 1934—1940 главный конструктор КБ Московского авиационного института; руководил разработкой и постройкой авиетки «Октябрёнок» аэродинамической схемы «тандем», штурмовиков «Ш-Тандем» (другое название «Тандем-МАИ», см. рис. в табл. XIII) и «ББ-МАИ». В 1940—1941 главный конструктор КБ на Харьковском авиационном заводе; здесь под его руководством создан опытный истребитель дальнего сопровождения «Гр-1». В 1942 работал в ОКБ *С. А. Лавочкина* (главный инженер, заместитель главного конструктора). В 1943—1948 на руководящей работе в авиационной промышленности. В 1949—1951 декан факультета Московского авиационного института. С 1953 генеральный конструктор, руководитель предприятия. Золотая медаль имени А. Н. Туполева (1979). Ленинская премия (1963), Государственная премия СССР (1965). Награждён 7 орденами Ленина, орденами Октябрьской Революции, Трудового Красного Знамени, медалями.

**П. Д. Грушин.**

**ГТД** — 1) общее обозначение *газотурбинных двигателей*. 2) Марка некоторых советских вертолётных газотурбинных двигателей, в числе которых ГТД-350 конструкции С. П. Изотова (см. *ВК*), ГТД-3ф конструкции В. А. Глушенкова.

**Гудков** Олег Васильевич (1931—1973) — советский лётчик-испытатель, майор, Герой Советского Союза (1971). Окончил Борисоглебскую военную авиационную школу (1952), Высшие курсы авиационных инструкторов (1952), Школу лётчиков-испытателей (1958), Московский авиационный институт (1966). Летал на самолётах свыше 70 типов. Проводил заводские испытания самолётов, в том числе сверхзвуковых истребителей на критических режимах полёта, самолётов новых конфигураций (МиГ-бесхвостка и др.). Погиб при испытании самолёта. Награждён орденами Ленина, Трудового Красного Знамени, Красной Звезды, «Знак Почёта».

О. В. Гудков.

**Гудованцев** Николай Семёнович (1909—1938) — советский воздухоплаватель. Учился в Омском индустриальном техникуме. Окончил Дирижаблестроительный институт (1935). С 1931 летал на свободных аэростатах и дирижаблях. В 1937—1938 командир учебно-опытной эскадры дирижаблей ГВФ. Погиб при выполнении полёта на дирижабле В-6 для снятия с льдины группы И. Д. Папанина. Награжден орденом Красной Звезды.

Н. С. Гудованцев.

**Гулаев** Николай Дмитриевич (1918—1985) — советский лётчик, генерал-полковник авиации (1972) дважды Герой Советского Союза (1943, 1944). В Советской Армии с 1938, Окончил военное авиационное училище (1940), Военно-воздушная инженерная академия имени профессора Н. Е. Жуковского (1950), Военную академию Генштаба Вооруженных Сил СССР (1960). Участник Великой Отечественной войны. В ходе войны был командиром звена, командиром эскадрильи, штурманом истребительного авиаполка. Совершил около 250 боевых вылетов, сбил лично 57 самолётов противника. После войны на командных должностях в Войсках противовоздушной обороны. Награждён 2 орденами Ленина, орденом Октябрьской Революции, 4 орденами Красного Знамени, орденом Отечественной войны 1-й степени, 2 орденами Красной Звезды, медалям. Бронзовый бюст в станице Аксайская Ростовской области.

Лит.: Отважные сыны Дона, Ростов-н/Д., 1970.

Н. Д. Гулаев.

Таблица — Самолеты фирмы «Грумман».

Табл, —  
Самолёты  
фирмы  
«Грумман

Основные данные	F6F-3	A-6E	F-14A	E-2C
Первый полёт, год .....	1943	1970	1970	1971
Число и тип двигателей .....,	1 поршнев двигатель	2 ТРД	2 турбореактивных двухконтурный двигатель с форсажной камерой	2 ТВД
Мощность	1490			3660

двигателя, кВт .....				
Тяга двигателя, кН .....		41,4	93	
Длина самолёта, м .....	10,24	16,69	19,1	17,54
Высота самолёта, и .....	3,43	4,93	4,88	5,58
Размах крыла, м .....	13,06	16,15	19,64/11, 65"	24,56
Площадь крыла, и' .....	31,03	49,1	52.5	65,03
нормальная .....	6,53		26,55	
максимальная .... ..... Масса пустого самолёта, т .....	6	26,53	33,72	23,6
Максимальная боевая нагрузка, т ...	4,1	12,09 8,17	18,04 6,58	17,2
Максимальная скорость полёта, км/ч , Максимальная дальность полёта, км ...	605 (при массе 5,16 т) 1746	1037 (у земли) 1627	2550 3220	602 2580
		(с макс,		(перегоночн

		боевой нагрузкой);		ая)
		5222 (с подвесными баками)		
Потолок, м .....	11430	11925	15240	9390
Экипаж, человек .....	]	2	2	5
Вооружение или специальн оборудование . . .	6 пулемёт ов (12,7 мм)	До 30 бомб до 227 кг или 3 бомбы по 908 кг и 2 подвесных топ-	Пушка М-61 (20 мм, 675 снарядов , до 16 управляе м ракет??, бомбы	радиолокац ионн станц AN/APS-125 (дальность обнаружени я самолётов с высоты 9150 м — 480 км, крылатых  ранет — 185 км)

\* При а от аксимальног  
изменении угла минимал о.  
стреловидности ьного до  
кры м

**Гуревич** Михаил Иосифович (1892/93—1976) — советский авиаконструктор, доктор технических наук (1964), Герой Социалистического Труда (1957). Окончил Харьковский технологический институт (1925). Занимался конструированием и постройкой планеров. С 1929 работал инженером-конструктором и руководителем группы в различных КБ авиационной промышленности. В 1940 *А. И. Микоян* и **Г.** создали истребитель МиГ-1, а затем его модификацию МиГ-3. В 1940—1941 МиГ-3 строился большой серией и принимал участие в первый период Великой Отечественной войны. В 1940—1957 **Г.** —заместитель главного конструктора, в 1957—1964 главный конструктор в ОКБ Микояна. В годы войны **Г.** участвовал в создании опытных самолётов, после войны — в разработке скоростных и сверхзвуковых фронтовых истребителей, многие из которых длительное время изготавливались большими сериями и находились на вооружении Военно-воздушных сил. Ленинская премия (1962), Государственная премия СССР (1941, 1947, 1948, 1949, 1952, 1953).

Награждён 4 орденами Ленина, 2 орденами Трудового Красного Знамени, орденом Красной Звезды, медалями. См. статью *МиГ*.

М. И. Гуревич.

**«Гэрритт торбин энджин»** — смотри «*Garrett тёрбин энджин*».

**Гюгоньо адиабата** [по имени французского учёного П. А. Гюгоньо (P. H. Hugoniot)], **ударная адиабата**, — зависимость, связывающая термодинамические переменные по обе стороны ударной волны, а также кривая в плоскости  $p — V$  (давление — удельный объём), связывающая различные возможные состояния среды за ударной волной с заданным начальным состоянием  $p_1, V_1$  перед ней (см. рис.). Обычно **Г. а.** записывается в виде  $i_2 - i_1 = 0,5(p_2 - p_1)(V_2 + V_1)$  или  $e_2 - e_1 = 0,5(p_1 + p_2)(V_1 - V_2)$ , где  $i$  — удельная энтальпия,  $e$  — удельная внутренняя энергия; индексы «1» и «2» относятся к состоянию газа перед и за ударной волной.

В совершенном газе **Г. а.** принимает вид [формула Ранкина (Ренкина) — Гюгоньо]:

{{формула}}

где  $\rho$  — плотность газа,  $\gamma$  — показатель адиабаты. **Г. а.** отличается от проведённой через точку 1 адиабаты Пуассона  $\rho/\rho_1 = (p/p_1)^{1/\gamma}$ , описывающей изэнтропическое сжатие газа (кривая в на рис.), причём в общей точке 1 обе эти кривые имеют общую касательную и одинаковую кривизну.

В реальном газе с неравновесными физико-химическими превращениями различают **Г. а.**, соответствующую замороженным физико-химическим процессам и **Г. а.**, соответствующую термодинамически равновесному состоянию (кривые *a* и *b*). В ударной волне газ скачком переходит из состояния 1 в состояние 2, а затем в процессе релаксации осуществляется непрерывный переход из состояния 2 в состояние 2'.

**Адиабаты Гюгоньо в совершенном газе (a) соответствующая термодинамически равновесному состоянию (b) и адиабата Пуассона (в).**

**Д** — принятое обозначение некоторых советских авиационных двигателей. В их числе турбовальные и двухконтурные турбореактивные двигатели Д-25В, Д-20П, Д-30, Д-30КУ, Д-30КП, Д-90А конструкции П. А. Соловьёва (см АШ), Д-36, Д-136, Д-18Т конструкции В. А. Лотарева (см. АИ).

**ДА** (Дегтярёв авиационный) — один из первых советских авиационных пулемётов. Создан в 1928 В. А. Дегтярёвым на основе пехотного ручного пулемёта ДП. Калибр 7,62 мм, скорострельность 780 выстрелов в 1 мин. масса пулемёта 8,8 кг. Применялся до середины 30-х гг. главным образом в качестве оборонительного вооружения на бомбардировщиках и разведывательных самолётах.

**давление гидродинамическое** — скалярная величина  $p$ , определяющая *поверхностные силы в идеальной жидкости* (газе) и равная нормальному напряжению  $p_n$ , приложенному к произвольно ориентированной площадке к взятому с обратным знаком. В покоящихся вязкой несжимаемой и сжимаемой жидкостях из условия равновесия среды следует, что в ней могут возникать только нормальные напряжения, значения которых не зависят от ориентации площадки. В этом случае **Д. г.** определяется так же, как и для идеальной жидкости:  $p = -p$ .

В движущейся вязкой несжимаемой жидкости нормальные напряжения  $p_{xx}, p_{yy}, p_{zz}$ , приложенные к площадкам, ортогональным декартовым осям  $x, y, z$ , зависят от ориентации элементарной площадки, и **Д. г.** определяется как среднее арифметическое диагональных членов *тензора напряжений*, взятое с обратным знаком,

{{формула}}

Таким образом **Д. г.** совпадает с термодинамическим давлением, входящим в уравнение состояния

среды.

В движущейся же вязкой сжимаемой жидкости **Д. г.** определяется выражением:

{{формула}}

где  $V$  — вектор скорости,  $\{\{\mu\}\}$  — динамическая вязкость,  $\{\{\lambda\}\}$  — вторая вязкость. Для несжимаемой жидкости  $\operatorname{div}V = 0$ , и второе соотношение автоматически переходит в первое. Для сжимаемой жидкости  $\operatorname{div}V \{\{\neq\}\} 0$  и, следовательно, в общем случае **Д. г.** отличается от термодинамического давления. Для того, чтобы они совпадали, необходимо сделать допущение;

{{формула}}

(гипотеза *Дж. Стокса*). В большинстве прикладных задач гипотеза Стокса, по-видимому, справедлива и обычно используется при решении *Навье — Стокса уравнений*. Однако в тех случаях, когда в потоке имеют место релаксационные процессы (химические реакции, движение газа сложной молекулярной структуры и т. п.), гипотеза Стокса не выполняется и термодинамическое давление не совпадает с **Д. г.** Для исследования таких течений вторая, или объёмная вязкость часто вводится следующим образом:

{{формула}}

физически она отражает свойство изотропной жидкости, связанное с диссипацией энергии в изотермической жидкости из-за изменения объёма с конечной скоростью,

*В. А. Башкин.*

**давление звука** — постоянное давление, испытываемое телом, находящимся в стационарном звуковом поле. **Д. з.** пропорционально звуковой энергии и, следовательно, квадрату *звукового давления*, но значительно меньше этого давления.

**давление на грунт** — отношение нагрузки (веса летательного аппарата) к площади опорной поверхности *шасси* (колеса, лыжи, полоза). При этом динамическое **Д. на г.** (при посадке летательного аппарата) может превышать статическое давление более чем в 3 раза. Значение **Д. на г.** определяет выбор размеров и типа шасси при проектировании самолётов, предназначенных для посадки на *аэродромы* определенного типа, например, грунтовые, а также способность аэродрома принимать самолёты различного класса. *Аэродромные покрытия* характеризуют допускаемым **Д. на г.** — максимальным значением давления, при котором ещё обеспечивается проходимость летательного аппарата по взлётно-посадочной полосе. Оно должно быть ниже предельной прочности грунта. Допускаемое **Д. на г.** для мягкого, мокрого грунта 0,3 МПа; для сухого грунта 0,4—0,6 МПа; для твёрдого покрытия взлётно-посадочной полосы — 0,9—1,8 МПа.

**давление торможения** — то же, что *полное давление*.

**Д'аламбер** (D'Alembert) Жан Лерон (1717—1763) — французский математик, механик, философ-просветитель и энциклопедист, член Парижской АН (1754), Петербургской АН (1764) и других академий. В «Трактате о динамике» (1743) сформулировал принцип, позволяющий при учёте инерционных сил применить к задачам динамики механических систем более простые методы статики. В «Трактате о равновесии и движении жидкости, предназначенном продолжить трактат о динамике» (1744) высказал положение о равенстве нулю сопротивления тела при его движении в идеальной жидкости (см. *Д'Аламбера — Эйлера парадокс*). Под его руководством были проведены многие экспериментальные исследования по сопротивлению движению тел, результаты которых показали, в частности, пропорциональность сопротивления квадрату скорости и площади миделевого сечения тела.

**Д'аламбера — Эйлера парадокс** (по имени *Ж. Л. Д'Аламбера* и *Л. Эйлера*) — равенство нулю

сопротивления аэродинамического для тела конечного размера, обтекаемого безвихревым, установившимся, не отрывающимся от тела потоком идеальной жидкости при отсутствии в нём особенностей (стоков, источников, изолированных вихрей, вихревой пелены и т. п.). Это утверждение, противоречащее практическому опыту даже при обтекании тел жидкостями с очень малыми вязкостями, и получило название парадокса. Впервые оно было высказано Д'Аламбером (1744) применительно к обтеканию сферы, а его доказательство было дано Эйлером (1745), который указал, что сопротивление тела связано в основном со срывом потока в кормовой части тела. Позднее справедливость Д. — Э. п. была доказана для всех тел конечного размера.

Сопротивление тела полубесконечного размера определяется характером поведения контура тела на бесконечности и не зависит от формы его носовой части. Так, например, для плоских тел с уравнением контура  $y \sim x^m$  при  $x \rightarrow \infty$  ( $Ox, Oy$  — декартовы оси координат, ось  $Ox$  совпадает с направлением набегающего потока) Д. — Э. п. имеет место при  $m < 0,5$ ; при  $m = 0,5$  тело обладает конечным сопротивлением, а при  $m > 0,5$  — бесконечно большим, что говорит о невозможности существования течения около таких тел. Д. — Э. п. указывает на то, что тела при соответствующем выборе их формы могут иметь очень малое сопротивление при движении в жидкости или газе при больших Рейнольдса числах.

В. Л. Башкин.

Табл. — Самолёты фирмы «Дассо-Бреге»

Основные данные	Стратегический бомбардировщик «Мираж» IVA	Истребители-бомбардировщики		
		«Мираж» IIIЕ	«Ягуар» А	«Супер этандар»
Первый полёт, год	1959	1961	1968	1974
Число и тип двигателей	2ТРДФ	1 ТРДФ	2 ТРДФ	1 ТРД
Мощность двигателя, кВт	-	-	-	-
Тяга двигателя, кН	65,8	60,8	32,5	49
Длина самолёта, м	23,5	16,03	16,83	14,31
Высота самолёта, м	5,65	4,5	4,89	3,86

Размах крыла, м	11,83	8,22	8,69	9,6
Площадь крыла, м <sup>2</sup>	78	34,8	24	28,4
Максимальная взлетная масса, т	33	13,7	15,7	12
Масса пустого самолёта, т	14,5	7,05	7	6,5
Максимальная боевая нагрузка, т	7,25	4	4,8	2,27
Радиус действия (типовое боевое задание), км	2000	1200	1400	850
Максимальная скорость полёта, км/ч	2340	2340	1700	1100
Потолок, м	20000	17000	14000	13700
Экипаж, чел.	2	1	1	1
Вооружение:				
встроенные пушки	-	2X30 мм	2X30 мм	2X30 мм
управляемые ракеты	-	3	4	2

--	--	--	--	--

Продолжение табл.

Основные данные	Многоцелевые истребители		Экспериментальный Истребитель	Учебно-боевой самолёт «Альфа джет»	Морской патрульный самолёт «Атлантик» ATL2
	«Мираж» F-1С	«Мираж» 2000	«Рафаль» А		
Первый полёт, год	1969	1978	1986	1973	1981
Число и тип двигателей	1 ТРДФ	1 ТРДФ	2 ТРДФ	1 ТРД	2ТВД
мощность двигателя, кВт	-	-	-	-	4230
Тяга двигателя, кН	70,6	88,3	71,2	13,2	-
Длина самолёта, м	15	14,35	15,79	12,29	31,62
Высота самолета, м	4,5	5,2	5,18	4,19	10,89
Размах крыла, м	8,4	9	11,2	9,11	37,42
Площадь крыла, м <sup>2</sup>	25	41	47	17,5	120,34
максимальная взлётная масса, т	15,2	16,5	20	7,5	46,2
масса пустого	7,4	7,4	9,6	3,515	26,5

самолёта, т					
Максимальная боевая нагрузка, т	до 4	до 5	6,8	2,5	3
Радиус действия (типовое боевое задание), км	740	> 740	-	610	1850 (плюс патрулирование 5 ч)
Максимальная скорость полёта, км/ч,	2340	> 2340	2100	1000	645
Потолок, м	18500-20000	18300-20000	-	14600	9145
Экипаж, чел.	1	1	1	2	12
Вооружение:					
встроенные пушки	2X30 мм	2X30 мм	2X30 мм	1X27 мм	-
Управляемые ракеты	4	4	6	2	2

**дальность видимости на взлётно-посадочной полосе** — см. в статье *Видимость*.

**дальность видимости на ВВП** — см. *Видимость на ВВП*.

**дальность полёта летательного аппарата** — расстояние, измеренное по земной поверхности, которое летательный аппарат пролетает от взлёта до посадки при израсходовании определенного запаса топлива. **Д. п.** является одной из основных летно-технических характеристик летательного аппарата. **Д. п.** включает расстояние, пройденное летательным аппаратом при наборе высоты крейсерского полёта, в крейсерском режиме полёта и при снижении. На **Д. п.** летательного аппарата оказывают влияние различные факторы: полётная масса, профиль полёта, режим работы двигателей, метеорологические условия и др. В зависимости от располагаемого запаса топлива и задачи полёта различают *перегоночную дальность* полёта, *практическую дальность* полёта,

*техническую дальность* полёта. Наибольшая **Д. п.** реактивного самолёта достигается при полёте с дозвуковой скоростью на больших высотах; полёт на малых высотах или со сверхзвуковой скоростью примерно вдвое уменьшает её значение.

Для увеличения **Д. п.** широко используются подвесные *топливные баки* и *заправка топливом в полёте*.

**Данилин** Сергей Алексеевич (1901—1978) — советский штурман, генерал-лейтенант-инженер (1943), Герой Советского Союза (1937). В Советской Армии с 1919. Окончил Московскую высшую аэрофотограмметрическую школу (1921). С 1922 в Научно-испытательном институте Военно-воздушных сил. В 1937 совместно с *М. М. Громовым* и *А. Б. Юмашевым* совершил перелёт Москва — Северный полюс — Сан-Джасинто (США). В 1943—1944 начальник Научно-испытательного института специальной служб Военно-воздушных сил, в 1944—1951 заместитель начальника Государственного научно-исследовательского института и начальник управления Военно-воздушных сил. Один из организаторов штурманской службы в Военно-воздушных силах СССР, Разработал методику слепых полётов и посадки, бомбометания из-за облаков. В 1951—1953 помощник главнокомандующего Военно-воздушных сил по радиотехнической службе, в 1953—1959 начальник управления Военно-воздушных сил. Депутат Верховного Совета СССР в 1937—1946. Награждён 2 орденами Ленина, орденами Красного Знамени, Суворова 2-й степ., Отечественной войны 1-й степени, 2 орденами Красной Звезды, медалями. **Д.** — один из первых советских лётчиков, получивших награду Международной авиационной федерации — медаль А. де Лаво (1937).

Соч.: Аэронавигация, 3 изд., М., 1942.

**С. А. Данилин.**

**«Дан-Эр»** (Dan-Air Services) — авиакомпания Великобритании. Осуществляет перевозки в страны Западной Европы и Ближнего Востока. Основана в 1953. В 1989 перевезла 5,8 миллионов пассажиров, *пассажирооборот* 8,87 миллиардов пассажиро-км. Авиационный парк — 55 самолётов,

**Дассо** (Dassault, до 1949 Блок, Bloch) Марсель (1892—1986) — французский авиаконструктор и промышленник. Окончил высшую авиационную школу (1913), проходил военную службу в авиационной лаборатории в Шале-Медон, где участвовал в проектировании самолётов. В 1916 разработал воздушный винт, которым оснащались многие французские самолёты Первой мировой войны. В 1917 на основанной вместе с А. Потезом (H. Potez) фирме построил свой первый истребитель-биплан SEA 4, выпускавшийся серийно. В 1931 основал фирму «Блок», выпускавшую транспортные самолёты, бомбардировщики и истребители и национализированную в 1937. В 1940 был арестован, в 1944 заключён в концлагерь Бухенвальд. В 1945 воссоздал фирму, которая после слияния в 1971 с фирмой «Бреге» получила название *«Дассо-Бреге»*. Под руководством **Д.** были разработаны известные сверхзвуковые истребители серии «Мираж», стратегический бомбардировщик «Мираж» IV, реактивные административные самолёты «Мистер-Фалькон», построен ряд опытных и экспериментальных самолётов (всего около 90). В последние годы жизни занимал на фирме должности технического директора и советника. Награждён медалью Гуггенхаймов (1976).

**М. Дассо**

**«Дассо»** (Avions Marcel Dassault) — самолётостроительная фирма Франции. Ведёт начало от фирмы «Блок» (Avions M. Bloch), основанной в 1931 М. Блоком (см. Дассо М.) и в 1937 национализированной. В 1945 образована новая фирма «Блок» (Societe des Avions M. Bloch), вскоре сменившая название на «Д.». В 1971 «Д.» вошла в состав фирмы *«Дассо-Бреге»*. К наиболее известным самолётам относятся: бомбардировщики М.В.200 (первый полет в 1933) , М.В.210 (1934) и М.В.131 (1934), истребитель М.В.152 (1938, см. рис. в таблице XXI), разведчик М.В.174

(1939), пассажирские самолёты М.В.300 с тремя поршневыми двигателями (1935), М.В.220 с двумя поршневыми двигателями (1935) и М.В.160 с четырьмя поршневыми двигателями (1937). В 1949 создан реактивный истребитель М.Д.450 «Ураган», затем истребители со стреловидным крылом «Мистер» (1952, смотри рис. в табл. XXXI) и «Супер мистер» (1955). Наиболее известными самолётами фирмы стали сверхзвуковой истребитель-бесхвостка «Мираж» III (1956, см. рис. в таблице XXXII) и его варианты «Мираж» 5 и «Мираж» 50. В 1959 создан сверхзвуковой стратегический бомбардировщик «Мираж» IV (см. рис. и табл. к статье «Дассо-Бреге»), в 1966 — многоцелевой истребитель «Мираж» F-1. К гражданской продукции фирмы относятся пассажирский самолёт «Меркюр» (1971) и реактивные административные самолёты «Мистер-Фалькон» (производство с начала 60-х гг.). Создан ряд экспериментальных самолётов, в том числе самолёт вертикального взлёта и посадки «Бальзак» и «Мираж» III-V, истребители «Мираж» G и G8 с крылом изменяемой стреловидности.

Основные данные	Стратегический бомбардировщик «Мираж» IVA	Истребители-бомбардировщики		
		«Мираж»* U1E	«Ягуар» А	«Супер этандар»
Первый полёт, год .....	1959	1961	1968	1974
Числа и гнл двигателей .....	2ТРДФ	1 турбореактивный двигатель с форсажной камерой	2 турбореактивных двигателя с форсажной камерой	1 ТРД
Мощность двигателя, кВт .....				
Тяга двигателя, кН .....	65,8	60,8	32,5	49
Длина самолёта, м .....	23,5	16,03	16,83	14,31
Высота самолёта, м .....,	5.66	4,5	4,89	3,86 9,6

Площадь крыла, м <sup>2</sup> .....	1183,78	3223,48	869,24	28,4
Максимальная взлетная масса, т ....	33	13,7	15,7	12
Масса пустого самолёта, т .....	14,5	7,05	7	6,5
Радиус действия (типовое боевое задание), км .....	7,25	4	4,8	2,27
Максимальная скорость полёта, км/ч . ,	2000	1200	1400	860
Потолок, м .....	2340	2340	1700	1100
Экипаж, человек .....	20000	17000	14000	13700
Вооружение:	2	1	1	1
Встроенные пушки .....	—	2X30 мм ,	2X30 на	2X30 мм
Управляемые ракеты .....	~	3	4	2

**«Дассо-Бреге»** (Avions Marcel Dassault-Breguet Aviation) — самолётостроительная фирма Франции. Образована в 1971 в результате слияния фирм «Дассо» и «Бреге». С 1981 под контролем государства, в 1990 переименована в «Дассо авиасьон» (Dassault Aviation). Основные программы 70—80-х гг.: производство истребителей серии «Мираж» — «Мираж» III, 5 и 50 (выпущено свыше

1400, смотри рис. в табл. XXXII), «Мираж» F-1, «Мираж» 2000 (см. рис. в табл. XXXVII), палубного истребителя-бомбардировщика «Супер этандар», истребителя-бомбардировщика «Ягуар» (в консорциуме «СЕПЕКАТ»), учебно-боевого самолёта «Альфа джет» (с «Дорнье», см. рис. 1), административных реактивных самолётов серии «Мистер-Фалькон» (к 1990 выпущено около 1000, см. рис. 2), морской патрульного самолёта «Атлантик» ATL2 (с рядом фирм западноевропейских стран), постройка и испытания экспериментального истребителя «Рафаль» А (1986, см. рис. 3) и его опытного образца (1991), проектирование воздушно-космического самолёта «Гермес» (совместно с фирмой «Аэроспасьяль»). Всего с 1945 фирмами «Бреге», «Дассо» и «Д.-Б.» выпущено свыше 6000 самолётов, создано 92 опытных и 78 предсерийных образцов. Основные данные некоторых самолётов фирмы приведены в таблице.

Ю. Я. Шилов.

### Бомбардировщик «Мираж» IV

Рис. 1. Учебно-боевой самолёт «Альфа джет».

Рис. 2. Административный самолёт «Мистер-Фалькон» 900

Рис. 3. Экспериментальный истребитель «Рафаль» А.

**«дача» руля** — резкое (ступенчатое) отклонение одного из *органов управления* на некоторый постоянный угол с сохранением его в течение 5—10 с при неизменном положении остальных органов управления. Используется для исследования характера реакции летательного аппарата на резкие отклонения рычагов управления при оценке его динамической *управляемости и устойчивости*.

**ДБ** — принятое в СССР обозначение ряда созданных в 30-х гг. самолётов типа «дальний бомбардировщик». Серийно выпускались ДБ-3 и его модификации конструкции *С. В. Ильюшина* (см. *Ил*) и ДБ-240 *В. Г. Ермолаева*. Небольшой серией строился самолёт ДБ-А (1936) — модифицированный под руководством *В. Ф. Болховитинова* самолёт ТБ-3. ДБ-2 разработан в КБ *А. Н. Туполева* бригадой *П. О. Сухого* (см. *Ту*). На его модифицированном варианте ДБ-2Б «Родина» в 1938 выполнен рекордный перелет женским экипажем в составе *В. С. Гризодубовой, П. Д. Осипенко* и *М. М. Расковой*. ДБ-ЛК — экспериментальный самолёт типа «летающее крыло» конструкции *В. Н. Беляева* (1940).

**двигатель авиационный** — тепловой двигатель для приведения в движение летательных аппаратов (самолётов, вертолётов, дирижаблей и пр.). С момента зарождения авиации и до конца Второй мировой войны единственным практически используемым **Д.а.** был поршневой двигатель внутреннего сгорания (поршневой двигатель), образующий с воздушным винтом (движителем) *винтомоторную установку* самолёта. В процессе развития авиационной техники **Д. а.** непрерывно совершенствовались в направлениях повышения мощности, снимаемой с единицы рабочего объема цилиндров (литровая мощность), абсолютной мощности, развиваемой двигателем на земле, высотности, уменьшения удельной массы (отношение массы конструкции к мощности) и улучшения экономичности [уд. расход топлива в кг/(кВт·ч)]. Характерные значения перечисленных параметров, полученные путём осреднения показателей двигателей наиболее известных серийных моделей для каждого периода времени, приведены в таблице.

До 1917 Россия не имела собственно авиадвигателестроения. На нескольких заводах собирались и ремонтировались поршневые двигатели иностранных конструкций. С первых же послереволюционных лет в стране начали создаваться группы и коллективы, в которых разрабатывались различные типы поршневых двигателей. Коренной перелом в развитии двигателестроения наступил в конце 20-х — начале 30-х гг. В 1930 создан *Центральный институт авиационного моторостроения* (ЦИАМ), в котором объединились кадры конструкторов и исследователей, начавших активную работу по созданию и отработке прогрессивных конструкций поршневого двигателя. Уже в начале тридцатых годов насчитывалось несколько

заводов, оснащённых первоклассным оборудованием и выпускавших двигатели различных типов, в том числе лицензионные. Созданные при заводах КБ совершенствовали выпускаемые двигатели и разрабатывали новые оригинальные конструкции. Многие КБ возглавили конструкторы, переведённые из ЦИАМ, который уже с 1935 начал заниматься только научными исследованиями. Вскоре СССР по техническому уровню авиадвигателестроения вышел в ряд передовых стран мира. Свидетельством этому явились многочисленные рекорды дальности, грузоподъёмности, скорости и высоты, установленные советскими лётчиками в предвоенные годы.

В СССР и за рубежом выпускались поршневые двигатели жидкостного и воздушного охлаждения. Первые характеризуются расположением цилиндров в ряд вдоль оси двигателя. С увеличением мощности число рядов увеличивалось: появились V-образные, X-образные и даже Ж-образные двигатели с числом рядов 2, 4 и 6. Каждый ряд содержал по 4—6 цилиндров, расположенных раздельно или объединённых в блоки с общей рубашкой, в которой циркулировала охлаждающая жидкость. Двигатели таких схем разрабатывались в КБ *В. Я. Климова*, *А. А. Микулина*, *В. А. Добрынина*, в то время как в КБ *А. Д. Швецова* выпускались двигатели воздушного охлаждения, в которых цилиндры располагались радиально по 5—9 в одной плоскости (звезда). Цилиндры снабжались рёбрами и дефлекторами для интенсификации охлаждения встречным потоком воздуха или специальным вентилятором. Наиболее мощные двигатели воздушного охлаждения имели 2 и даже 4 ряда радиально расположенных цилиндров.

Для увеличения мощности и высотности двигателей в 30—40-х гг. применялись системы наддува при помощи приводных: центробежных нагнетателей с регулируемой степенью наддува по высоте. Улучшение показателей поршневых двигателей достигалось также использованием энергии выпускных газов для привода турбокомпрессоров, служивших ступенью системы наддува. На скоростных самолётах для утилизации энергии выпускных газов с успехом применялись реактивные выпускные патрубки, создававшие дополнительную тягу. Значительное повышение показателей поршневых двигателей было получено в результате улучшения рабочего процесса в цилиндрах, оптимизации фазораспределения, зажигания, формы камеры сгорания, перехода от карбюраторных схем смесеобразования к непосредственному впрыску. Были разработаны системы так называемого гильзового распределения, позволившие устранить впускные и выпускные клапаны.

К середине 40-х гг. поршневые двигатели достигли очень высокого уровня совершенства. Один из таких поршневых двигателей — двигатель *ВД-4К* конструкции Добрынина, созданный вскоре после войны, — имел мощную систему наддува и турбины, преобразующие энергию выпускных газов в полезную работу, передаваемую на вал двигателя. Повышение эффективности и мощности двигателей в сочетании с прогрессом в области аэродинамики и авиации в целом позволили заметно увеличить высотность и скорость летательных аппаратов. Самолёты-истребители периода Второй мировой войны достигали высот более 10 км и скоростей полёта 700—750 км/ч.

Однако требование дальнейшего увеличения высотности и скорости уже не могло быть удовлетворено винтомоторной группой с поршневыми двигателями. Ограничение возможностей поршневых двигателей обуславливалось необходимостью значительного увеличения мощности двигателя для компенсации возрастающего лобового сопротивления и падения коэффициента полезного действия винта при приближении скорости полёта к скорости звука.

Существенный рост скорости и высоты полёта стал возможным в связи с появлением силовых установок на базе газотурбинных *воздушно-реактивных двигателей* (ВРД) и *жидкостных ракетных двигателей* (ЖРД). Двигатели обоих типов начали применяться в авиации в конце Второй мировой войны, однако в дальнейшем ЖРД сохранились лишь в ракетостроении, в то время как в авиационной технике во всё возрастающем объёме стали использовать ВРД, которые вытеснили поршневые двигатели сначала в военной, а потом и в гражданской авиации на летательных аппаратах большинства типов. В 80-х гг. поршневые двигатели применялись лишь на легкомоторных спортивных и учебных самолётах и на лёгких вертолётах.

Причина перехода от поршневых двигателей к ВРД лежит в особенностях скоростных

характеристик этих двигателей. Радикальное отличие скоростных характеристик ВРД от характеристик винтомоторной группы с поршневыми двигателями заключается в том, что у поршневых двигателей мощность на валу и, следовательно, тяговая мощность винта  $PV$  мало зависят от скорости полёта, поэтому с увеличением скорости  $V$  тяга  $P$  соответственно уменьшается. В ВРД в первом приближении не мощность  $PV$ , а тяга  $P$  не зависит от скорости в широком диапазоне её изменения (рис. 1). Иными словами, мощность ВРД с ростом скорости полёта растёт, и именно это открыло пути радикального увеличения скорости полёта самолётов. Применение ВРД позволило сначала освоить околозвуковую скорость полёта, а затем достичь скоростей, в 2—3 раза превышающих скорость звука.

В 80-х гг. в эксплуатации в мире находились несколько типов газотурбинных двигателей, каждый из которых по схеме и параметрам оптимизирован для условий эксплуатации самолётов заданного назначения. Так, магистральным пассажирским самолётам с дозвуковой крейсерской скоростью наиболее соответствует *турбореактивный двухконтурный двигатель* (ТРДД) с большой *степенью двухконтурности*, а на самолётах местных воздушных линий и на вертолётах широко применяются *турбовинтовые двигатели* и *турбовальные двигатели*. Для самолётов со сверхзвуковой крейсерской скоростью полёта целесообразен двигатель с малой степенью двухконтурности или даже одноконтурный *турбореактивный двигатель* (ТРД). Для самолётов с широким диапазоном условий крейсерского полёта (истребители, бомбардировщики) целесообразен одно- или двухконтурный двигатель с *форсажной камерой сгорания* (ТРДФ, ТРДДФ), используемой для разгона и полёта на сверхзвуковой скорости.

Отечественные газотурбинные двигатели, разработанные под руководством *А. М. Люльки, Климова, Микулина, Добрынина, А. Г. Ивченко, С. П. Изотова, Н. Д. Кузнецова, В. А. Лотарева, П. А. Соловьёва, С. К. Таманского, О. Н. Фаворского* и др., обеспечили высокий уровень летно-технических характеристик и эффективности летательным аппаратам советской военной и гражданской авиации.

Газотурбинные двигатели во все возрастающей степени используются не только для получения прямой и обратной тяги, но также и для создания подъёмной силы или увеличения подъёмной силы несущих поверхностей летательного аппарата — крыльев. Так, например, расположение двигателей самолёта Ан-72 над крылом в передней его части позволяет, используя эффект Коандэ, отклонять реактивную струю вниз вслед за опусканием закрылков, что создаёт вертикальную составляющую тяги, направленную вверх (см. *Коандэ закрылок*). Взаимодействие струи с поверхностью крыла также способствует увеличению коэффициента его подъёмной силы (см. *Энергетическая механизация крыла*). В некоторых случаях целесообразно отбирать от двигателя часть воздуха и выпускать его через специальные щели в задней кромке крыла, что также приводит к увеличению коэффициента подъёмной силы (эффект суперциркуляции).

Созданы двигатели с поворотными соплами (*подъёмно-маршевые двигатели*), позволяющие осуществлять вертикальный взлёт и посадку. Существуют двигатели, спроектированные специально для работы в вертикальном положении и действующие только в процессе вертикального или укороченного взлёта и посадки, (*подъёмные двигатели*). Они имеют малые удельный вес и высоту, что позволяет размещать их в фюзеляже самолёта без увеличения его миделя. Существуют и другие методы использования двигателя для осуществления вертикального взлёта самолётов, которые позволяют сочетать в летательном аппарате положительные свойства самолётов и вертолётов (см., например, *Преобразуемый аппарат*).

Для скоростей, соответствующих *Маха числу* полёта  $M_{\infty} > 3—3,5$ , рассматриваются комбинированные схемы двигателей, сочетающие в себе газотурбинную часть, используемую для взлёта и полёта на малых скоростях, и прямоточную, работающую на максимальных скоростях полёта (*турбопрямоточные двигатели*). Классификация двигателей авиационного назначения приведена на рис. 2.

Дальнейшее совершенствование авиационных газотурбинных двигателей происходит в

направлении повышения параметров термодинамического цикла — температуры газов перед турбиной, степени повышения давления, повышения коэффициента полезного действия основных узлов при одновременном увеличении их аэродинамической нагруженности. Это позволяет уменьшить число ступеней компрессора и турбины и соответственно снизить трудоёмкость производства авиационных двигателей. Большой прогресс достигнут в увеличении надёжности и ресурса авиационных двигателей. Эти характеристики, важные с позиций безопасности полетов и экономики эксплуатации, непрерывно улучшаются. Совершенствуется также эксплуатационные и ремонтная технологичность двигателей.

*С. М. Шляхтенко.*

Рис. 1. Зависимость тяги от скорости полёта.

Рис. 2. Классификация авиационных двигателей.

Табл. — Параметры авиационных поршневых двигателей

Параметр	Годы								
	1905—10	1910—15	1915—20	1920—25	1925—30	1930—40	1940—45	1945—50	1950—55
Литровая мощность, кВт/л	4,52	7,20	10,70	11,90	16,05	18,75	32,20	41,40	49,60
Абсолютная мощность, кВт	29	68	221	283	462	562	1280	1920	2280
Удельная масса, кг/кВт	3,09	2,03	1,66	1,21	1,03	0,87	0,68	0,61	0,62
Удельный расход топлива на взлетном режиме	-	0,29	0,31	0,32	0,31	0,32	0,29	0,28	0,23

**двигатель внутреннего сгорания** (ДВС) — тепловой двигатель, внутри которого происходит сжигание топлива и преобразование части выделившейся теплоты в механическую работу. К ДВС относятся поршневые, газотурбинные, прямоточные, ракетные и различные комбинированные двигатели. Термин «ДВС» применяют преимущественно к поршневым двигателям. См. также *Двигатель авиационный*.

**двигатель изменяемого рабочего процесса** — авиационный *газотурбинный двигатель*, в котором путём широкого регулирования элементов проточного тракта (направляющих аппаратов компрессоров, сопловых аппаратов турбин, сопла и пр.), а также применением дополнительных узлов, отключаемых и переключаемых в процессе работы (камеры сгорания в наружном контуре, клапаны перепуска, турбовентиляторные приставки и пр.), осуществляется адаптация режима

работы двигателя к условиям полёта.

*Степень двухконтурности* таких двигателей изменяется в более широких пределах, чем у обычных турбореактивных двухконтурных двигателей, и многие схемы **Д. и. р. п.** допускают переход с режимов работы по схеме турбореактивного двухконтурного двигателя (турбореактивного двухконтурного двигателя с форсажной камерой) на режимы работы турбореактивного двигателя (турбореактивного двигателя с форсажной камерой). Схема, показанная на рис. 1, позволяет представить многообразие возможных принципиальных схем **Д. и. р. п.** Эти схемы могут быть созданы на основе исходного газогенератора.

**Д. и. р. п.** обладают лучшей экономичностью, чем турбореактивные двухконтурные двигатели с форсажной камерой, на сверхзвуковых скоростях полёта, при взлёте — разгоне и на дозвуковых скоростях полёта на форсажных режимах; на дозвуковых скоростях полёта с выключенной форсажной камерой удельный расход топлива близок к удельному расходу топлива в турбореактивном двухконтурном двигателе с форсажной камерой и заметно меньше, чем в турбореактивном двигателе (рис. 2). Другим важным преимуществом **Д. и. р. п.** перед турбореактивным двухконтурным двигателем с форсажной камерой и турбореактивным двигателем является низкий уровень шума при взлёте и наборе высоты. Указанные свойства **Д. и. р. п.** создают возможность их применения на многорежимных самолётах с большой продолжительностью полёта на сверх- и дозвуковых скоростях.

Рис. 1. Принципиальная схема двигателя изменяемого рабочего процесса с регулирующими элементами: 1 — вентилятор; 2 — направляющий аппарат; 3 — створка; 4 — компрессор; 5 — камера сгорания. 6 — сопловой аппарат; 7 — форсажная камера; 8 — турбина; 9 — смеситель; 10 — сопло; черные кружки с «рукоятками» — места возможного регулирования элементов двигателя.

Рис. 2. Сравнение дроссельных характеристик двигателя изменяемого рабочего процесса, турбореактивного двухконтурного двигателя с форсажной камерой и турбореактивного двигателя с форсажной камерой на дозвуковых (а) и сверхзвуковых (б) режимах полёта ( $C_{уд}$  — удельный расход топлива,  $P$  — тяга): 1 — турбореактивный двигатель (турбореактивный двигатель с форсажной камерой); 2 — двигатель изменяемого рабочего процесса (то же с форсажем); 3 — турбореактивный двухконтурный двигатель (турбореактивный двухконтурный двигатель с форсажной камерой); 4 — турбореактивный двухконтурный двигатель с форсажной камерой; 5 — двигатель изменяемого рабочего процесса с форсажем; 6 — турбореактивный двигатель с форсажной камерой.

**двигатель критический** **многодвигательного самолёта** — один из двигателей, отказ которого вызывает наиболее неблагоприятные изменения в поведении самолёта или в условиях его пилотирования. Отказ **Д. к.** в ожидаемых условиях эксплуатации не должен приводить к опасной ситуации. При выборе *тяговооружённости (энерговооружённости)* многодвигательного самолёта отказ **Д. к.** является расчётным случаем — работающие двигатели самолёта с отказавшим **Д. к.** должны обеспечивать тягу, достаточную для продолжения взлёта (см. *Продолженный взлёт*) или ухода на второй круг, при заходе на посадку.

**движитель** — устройство, с помощью которого авиационные двигатели (поршневые, газотурбинные) создают тягу, необходимую для движения летательного аппарата. Все **Д.** авиационного типа работают по воздушно-реактивному принципу, то есть создают тягу путём отбрасывания воздуха со скоростью, которая больше скорости набегающего потока. К **Д.** относятся *несущие винты*, вертолётов и *воздушные винты* самолётов. К **Д.** может быть отнесён вентилятор наружный контура турбореактивного двухконтурного двигателя с отдельными контурами. Существует закономерность (см. рис.), согласно которой чем больше диаметр винта  $D_B$  при той же передаваемой ему мощности  $N_B$  (то есть чем меньше коэффициент мощности винта  $N_B/D_B^2$ ), тем больше удельная тяга винта  $P_B/N_B$ .

Зависимость удельной тяги двигателя  $P_v/N_v$  в стартовых условия); от его относительного диаметра  $\{D\}_v(N_v = \text{idem})$  или коэффициента мощности: 1 — открытые винты (а — винты вертолётов, б — винты турбовентиляторного двигателя, в — винтовентиляторы); 2 — вентиляторы наружного контура турбореактивного двухконтурного двигателя (степень двухконтурности 5—15).

**двойной восходящий разворот** — см. в статье *Разворот*.

**двухбалочный самолёт** — самолёт, хвостовое оперение которого (преимущественно двухкилевое) вынесено на балках, закреплённых на крыле. В передней части балок могут быть установлены двигатели, а в крыльевой части балок — стойки шасси. Экипаж и целевая нагрузка располагаются в объёме крыла или в гондole, установленной на крыле (в отличие от двухфюзеляжного самолёта, у которого они размещаются в фюзеляжах). Преимущества **Д. с.**: улучшенный обзор, удобство погрузки и разгрузки, иногда снижение аэродинамического сопротивления.

Первый **Д. с.** «Пороховщиков №2» (рис. в таблице V) был построен в 1914 А. А. Пороховщиковым. **Д. с.** создавались К. А. Калинин (К-7, см. рис. в таблице XII), О. К. Антоновым (ОКА-33). В период Второй мировой войны применялись **Д. с.** — истребители Локхид P-38L (рис. в табл. XX) и Нортроп P-61 (оба США), разведчик Фокке-Вульф Fw-189 (Германия; рис. в таблице XXI). Серийные реактивные **Д. с.**: Де Хэвилленд «Вампир» (рис. в табл. XXX). «Веном», «Сивиксен» (Великобритания). Грузовые **Д. с.**: Фэрчайлд C-119 (США, рис. в таблице XXX), Норд авиасьон «Норатлас» (Франция), Армстронг Унтуорт «Аргоси» (Великобритания). По схеме **Д. с.** построен отечественный самолёт М-17, установивший в конце 80-х гг. ряд мировых рекордов высоты.

**двухконтурный турбореактивный двигатель** — см. *Турбореактивный двухконтурный двигатель*.

**де Хэвилленд**(de Havilland) Джефри (1882—1965) — английский авиаконструктор, пилот и промышленник, один из пионеров авиации. Окончил Оксфордский университет и высшую инженерную школу. Оставил работу на автомобилестроительной фирме для постройки самолёта собственной конструкции, разбившегося в первом полёте в 1909. Следующий свой самолёт (1910) **Де Х.** пилотировал сам. С 1910 работал на аэростатном (позже авиационном) заводе конструктором и лётчиком-испытателем, где построил и испытал ряд самолётов, а с 1914 — главным конструктором на фирме «Эркрафт мэньюфакчуриг», где создал ряд истребителей и бомбардировщиков, в том числе широко применявшиеся в Первой мировой войне D.H.2 (1915), D.H.4 (1916, смотри рис. в табл. VIII) и D.H.9 (1917). Многие модифицированные военные самолёты **Де Х.** того времени использовались после войны на гражданских авиалиниях. В 1920 основал авиа- и моторостроительную фирму «Де Хэвилленд», где под его руководством в 20—30-х гг. был создан ряд лёгких гражданских самолётов, боевой самолёт «Москито», применявшийся во Второй мировой войне, а в 40-х гг. и последующий период — ряд реактивных истребителей и пассажирских самолётов, в том числе первый реактивный пассажирский самолёт «Комета». Награждён медалью Гуггенхаймов (1952).

**Дж. Де Хэвилленд.**

**«Де Хэвилленд»** (De Havilland Aircraft Co.) — самолёто- и авиадвигателестроительная фирма Великобритании. Основана в 1920 *Де Хэвиллендом*. В 1960 вошла в состав концерна «Хокер Сидли». В 20—30-е гг. выпускала в основном спортивные, туристские, учебно-тренировочные и лёгкие пассажирские самолёты, в том числе известной серии «Мос»: D.H.60 «Мос» (первый полёт в 1925), D.H.61 «Джайант мос» (1927), D.H.80 «Пусс мос» (1929, смотри рис. в табл. XIV), D.H.82 «Тайгер мос» (1931), D.H.87 «Хорнет мос» (1934) и др. В 1937 был создан скоростной пассажирский самолёт D.H.91 «Альбатрос» с четырьмя поршневыми двигателями. В годы Второй мировой войны построен 7781 самолёт деревянной конструкции D.H.98 «Москито» (1940, широко применялись в качестве лёгких бомбардировщиков, истребителей и разведчиков, см. рис. в табл. XIX), Большими сериями выпускались реактивные истребители D.H.100 «Вампир» (1943, см. рис.

в табл. XXX), D.H.112 «Веном» (1949), в 1951 создан палубный истребитель D.H.110 «Си виксен» с двумя турбореактивными двигателями. В 1946 создан экспериментальный реактивный самолёт D.H.108 схемы «бесхвостка» со стреловидным крылом. В 1945 выпущен пассажирский самолёт D.H.104 «Дав» с двумя поршневыми двигателями, а затем первый реактивный пассажирский самолёт D.H.106 «Комета» (1949. см. рис. в табл. XXX). Самолёт «Комета» 1 вышел на авиалинии в 1952, но в 1954 снят с эксплуатации из-за ряда катастроф. В конце 50-х гг. выпускались усовершенствованные варианты; всего построено 112 самолётов «Комета», Были также созданы пассажирский самолёт D.H.121 «Трайидент» (1962) с тремя турбореактивными двухконтурными двигателями и реактивный административный самолёт D.H.125 (1962), выпуск которых был продолжен концерном «Хокер Сидли». Основные данные некоторых самолётов фирмы приведены в табл. 1 и 2.

*Ю. Я. Шилов.*

Табл. 1 — Реактивные пассажирские самолёты «Комета» фирмы «Де Хэвилленд»

Основные данные	"Комета» 1	«Комета» 4С
Первый полёт, год	1949	1959
Число и тип двигателей	4 ТРД	4 ТРД
Тяга двигателя, кН.	19,8	46,7
Длина самолета, м	28,35	35,67
Высота самолета, м	8,65	8,99
Размах крыла, м	35	35
Площадь крыла, м <sup>2</sup>	187,2	197
Максимальная взлётная масса, т	47,627	73,5
Масса снаряжённого самолёта, т	-	36,1
Максимальное число пассажиров	48	101

Максимальная коммерческая нагрузка, т	5,67	10,4
Дальность полёта с максимальной коммерческой нагрузкой, км	2816	5350
Коммерческая нагрузка при максимальном запасе топлива, т	-	5,1
Дальность полёта при максимальном запасе топлива, км	-	6700
Максимальная крейсерская скорость полёта, км/ч	788	872
Экипаж, чел.	4	4

Табл. 2 — Военные самолёты фирмы «Де Хэвилленд»

Основные данные	Бомбардировщик «Москито» В.Мк.IV	Истребитель-бомбардировщик «Вампир» F.V. Mk.S	Ночной истребитель «Веном» NF.3	Палубный всепогодный истребитель «Сивиксен» F.A.W.I
Первый полёт, год	1941	1948	1953	1957
Число и тип	2 ПД	1	1 ТРД	2 ТРД

двигателей		ТРД		
Мощность двигателя, кВт	1090	-	-	-
Тяга двигателя, кН	-	13,8	22	42,2
Длина самолёта, м	12,34	9,37	11,17	16,31
Высота самолёта, м	3,81	2,69	1,98	3,4
Размах крыла, м	16,51	11,58	12,7	15,24
Площадь крыла, м <sup>2</sup>	42,2	24,4	26	60,2
Взлётная масса, т	9,72	5,6	7,17	16,3
Масса пустого самолёта, т	6,08	3,28	-	-
Максимальная дальность полёта, км	3280	1880	1610	2400
Максимальная скорость полёта, км/ч	611	869	1013	1200
Потолок, м	10300	12200	15000	16800
Экипаж, чел.	2	1	2	2
Вооружение	Бомбы	4 пушк	4 пушк	28 НАР

	(907 кг)	и (20 м); бомбы (907 кг)	и (20 мм)	и 4 УР (или бомбы массой 1,7 т)
--	----------	--------------------------	-----------	---------------------------------

**«Де Хэвилленд оф Канада»** (De Havilland Aircraft of Canada Ltd. DHC) — самолётостроительная фирма Канады. Основана в 1928 как филиал фирмы «Де Хэвилленд», в 1960 вошла в состав концерна «Хокер Сидли», с 1974 государственная фирма. В 1986 стала отделением канадского филиала фирмы «Боинг». До конца Второй мировой войны выпускала самолёты основной фирмы (в том числе построила 1134 самолёта D.H.98 «Москито»). затем перешла на разработку и производство собственных моделей. После тренировочного самолёта DHC-1 «Чипманк» (первый полёт в 1946) был создан ряд лёгких транспортных самолётов короткого взлёта и посадки гражданских и военных вариантов: с поршневым двигателем — DHC-2 «Бивер» (1947), DHC-3 «Оттер» (1951), DHC-4 «Карибу» (1958); с турбо винтовым двигателем — OHC-2 «Турбо бивер» (1963), DHC-5 «Баффало» (1964) и DHC-6 «Туин оттер» (1965). Для коротких авиалиний созданы малозумные пассажирские самолёты короткого взлёта и посадки «Дэш»7 (1975, см. рис. в табл. XXXVII) и «Дэш»8 (1983, см. рис.). К концу 1986 число выпущенных самолётов достигло 7000, из них 3791 — собственно разработки. Основные данные некоторых самолётов фирмы приведены в табл. В 1991 фирма закуплена консорциумом «АТР».

Ю. Я. Шилов.

Табл. — Самолёты фирмы «Де Хэвилленд оф Канада»

Основные данные	Военно-транспортные		Пассажирские		
	DHC-4	DHC-5	DH C-6	«Дэш»7	«Дэш»8-100
Первый полёт, год	1958	1964	1965	1975	1963
Число и тип двигателей	2 ПД	2ТВД	2ТВ Д	4ТВ Д	2ТВ Д
Мощность двигателя, кВт	1080	2130	433	835	1340
Длина самолёта, м	22, 12	23,6	15,1	24,58	22,25

Высота самолета, м	9,7	8,7	5,7	7,98	7,62
Размах крыла, м	29,15	29,3	19,8	28,35	25,6
Площадь крыла, м <sup>2</sup>	84,7	88	39,02	80	54,35
Взлётная масса, т	12,9	18,6	5	19,96	13,84
Масса снаряжённого самолёта, т	8,3	10,5	2,8	12,36	9,15
Максимальное число пассажиров (солдат)	32	41	18	54	36
Максимальная коммерческая (перевозимая) нагрузка, т	3,96	6,3	1,9	5,13	3,65
Дальность полета при максимальной нагрузке, км	1213	815	360	1260	1110
Нагрузка при максимальном запасе топлива, т	2,2	1,815	1,4	2,86	1,815
Дальность полета при максимальном запасе топлива, км	2100	3500	1600	2930	2410
Максимальная крейсерская скорость полёта, км/ч	347	435	300	430	500
Экипаж, чел.	3	3	2	2	2

## Пассажирский самолёт «Дэш»8-300.

**девиация** (позднелатинское *deviatio*, от латинского *devio* — уклоняюсь с дороги) — 1) **Д. Авиационной конструкции** — в расчётах на прочность при моделировании авиационных конструкций, например, крыла, балкой **Д.** называется угол поворота поперечного сечения балки при её изгибе.

2) **Д. магнитная** — разность между истинным магнитным курсом летательного аппарата и магнитным курсом, измеренным бортовым устройством (например, магнитным компасом); обусловлена собственным магнитным полем летательного аппарата. В зависимости от того, какие материалы — магнитно-твёрдые или магнитно-мягкие — определяют собственное магнитное поле летательного аппарата, **Д.** ведёт себя по-разному при развороте летательного аппарата по курсу на  $360^\circ$ . Если магнитное поле обусловлено магнитно-твёрдыми материалами (их намагниченность может измениться только под действием сильных магнитных полей), то при развороте летательного аппарата на  $360^\circ$  **Д.** дважды меняет знак и называется **полукруговой**. Если же основное влияние оказывают магнитно-мягкие материалы (их намагниченность может меняться под действием слабых магнитных полей, в том числе магнитного поля Земли), то при развороте на  $360^\circ$  **Д.** изменит знак четырежды и называется **четвертной**. **Д.** вызывает погрешность в измерении магнитного курса летательного аппарата, и её необходимо учитывать при решении навигационных задач.

**деградация стабилизатора** — устаревшее название угла установки *стабилизатора* относительно плоскости хорд крыла.

**Дейнекин** Пётр Степанович (р. 1937) — советский военачальник, генерал-полковник авиации (1990), заслуженный военный лётчик СССР (1984). Окончил Балашовское военно-авиационное училище лётчиков (1957), Военно-воздушную академию имени Ю. А. Гагарина (1969), Военную академию Генштаба Вооружённых Сил СССР (1982). Службу проходил в авиационных частях и соединениях Дальней авиации. С 1985 командующий авиационным объединением, в 1988—1990 командующий Дальней авиацией, с 1990 1-й заместитель главнокомандующего Военно-воздушных сил, с 1991 главнокомандующий Военно-воздушных сил — заместитель министра обороны СССР. Награждён орденами «За службу Родине в Вооружённых Силах СССР» 2-й и 3-й степени, медалями.

## П. С. Дейнекин.

**декомпрессия** (от латинского *de-* — приставка, означающая удаление, движение вниз и *compressio* — сжатие, сдавливание) — уменьшение давления окружающей среды (при подъёме на высоту, всплытии с глубин, разгерметизации кабины летательного аппарата и т. п.). **Д.** характеризуется разностью между начальным и конечным давлением, продолжительностью, скоростью изменения давления и кратностью (отношением начального давления к конечному). Изменение давления в высотных полётах может стать при определенном состоянии организма причиной высотных декомпрессионных расстройств (ВДР), в частности декомпрессионной *высотной болезни*. При выравнивании давления в газосодержащих полостях тела с изменяющимся внешним давлением возможны расстройства, характеризующиеся нарушением или ослаблением различных функций организма, наблюдающиеся даже на сравнительно небольшой высоте. Значительное резкое снижение давления в течение менее 1 с, так называемая взрывная **Д.**, сопровождающаяся хлопком, как при взрыве, и чаще всего связанная с мгновенной разгерметизацией кабины летательного аппарата, вызывает не только неприятные ощущения в кишечнике, заложенность в ушах, носовых пазухах, но и боли в суставах и мышцах. Снижение давления при подъёме на 7 км и более может вызвать образование в крови и тканях газовых пузырьков, которые могут обусловить возникновение газовой эмболии (декомпрессионной болезни). На высоте 19,2 км при снижении давления до давления насыщенных паров (66,5 кПа при нормальной температуре тела) возможно закипание жидкостей организма, образование парогазовых пузырьков в крови, лимфе и межтканевой жидкости, в результате чего развивается

высотная парогозовая эмфизема (см. *Эмфизема высотная*). Надёжную защиту от ВДР обеспечивают *гермокабины* летательных аппаратов и *высотное снаряжение*.

*Лит.*: Основы космической биологии и медицины, т. 1—3, М. 1975.

*И. Н. Черняков.*

**Дексбах** Михаил Сергеевич (р. 1937) — советский лётчик-испытатель, заслуженный лётчик-испытатель СССР (1980), Герой Советского Союза (1981). Окончил Армавирское военно-авиационное училище лётчиков (1956). До 1966 служил в Военно-воздушных силах. С 1967 (после окончания Школы лётчиков-испытателей) в ОКБ А. С. Яковлева. Освоил многие типы опытных и серийных самолётов Як, участвовал в испытаниях самолётов Як-28, Як-40, Як-18Т и др. Провёл заводские и государственные испытания первого в СССР самолёта вертикального взлёта и посадки (СВВП), первым произвёл посадку СВВП на корабль и полёты с корабля; провёл большую методическую работу, способствовавшую освоению СВВП лётчиками авиации военно-морского флота. Награждён орденами Ленина, Октябрьской Революции, Красной Звезды, медалями. *Портрет смотри на стр. 204.*

*М. С. Дексбах.*

**«Дельта Эр Лайнс».** (Delta Air Lines) — авиакомпания США. Осуществляет перевозки в страны Европы, Азии, Северной и Южной Америки. Основана в 1924. В 1989 перевезла 68,2 миллионов пассажиров, *пассажирооборот* 95,5 миллиарда пассажиро-км. Авиационный парк — 407 самолётов.

**дельтавидное крыло** (по начертанию греческой буквы  $\{\{\Delta\}\}$ ) — см. в статье *Крыло*.

**дельтаплан** — *планёр* с балансирным управлением и гибким крылом, имеющим в плане вид буквы  $\{\{\Delta\}\}$ . Состоит (рис. 1) из каркаса, выполненного из труб диаметр 30—45 мм, на который натянута герметичная ткань (лавсан, дакрон). Ткань может быть подкреплена «латами» для придания ей соответствующего профиля. Поверхность крыла в полёте имеет вид двух конических поверхностей, совмещённых у вершины. В точке пересечения килевой и поперечной балок крепится подвесная система пилота, обеспечивающая его расположение сидя или лёжа. Подвесная система обеспечивает свободное перемещение пилота относительно трапеции, выполняющей роль ручки управления.

Идея создания балансирного планёра и её реализация принадлежат *О. Лилюенталю*.

Параметры его сборно-разборного планёра, созданного в 1891, а также его складывающаяся конструкция соответствуют современным, (масса 20 кг, размах крыла 6,7 м, площадь 13 м<sup>2</sup>). Балансирные планеры того времени и последующие имели недостаточную управляемость и были сложными в приобретении навыков пилотирования, так как пилот держался в вырезе крыла на локтях к предплечьях. Полёты на воздушных змеях (которые можно считать разновидностью Д.), буксирюемых повозкой или судном, известны с начала XX в. В 1962 австралийские воднолыжники стали применять их для буксировки за канатом. Змеи имели различные формы: многоугольные, коробчатые, в виде звезды и т. п. Но наилучшей оказалась конструкция, запатентованная Ф. Рогалло (1951, США). Гибридное крыло Рогалло имело трапецию, обладало хорошей устойчивостью и довольно высоким для змеев *аэродинамическим качеством* (3,5—4).

Крыло современного Д. (рис. 2) имеет значительное *удлинение* оптимальный аэродинамический профиль и аэродинамическое качество Д. достигает 12—14, масса конструкции 7—40 кг, нагрузка на крыло 5—6 кг/м<sup>2</sup>, диапазон скоростей полёта 25—90 км/ч. Получили распространение мотодельтапланы, оснащённые небольшим двигателем (10—15 кВт) для автономного взлёта и набора высоты (рис. 3). На Киевском механическом заводе имени О. К. Антонова создан Д. «Славутич-УТ» (рис. 4) который принят к серийному производству.

*Лит.*: Вейгелин К. Е., Очерки по истории летного дела, кн. 1, М., 1940; Жеглов В. А., Рыбкин В. Б.,

Мацепуро О. В., Учись летать на дельтаплане, М., 1960; Козьмин В. В., Кротов И. В., Дельтапланы, 2 изд., М., 1989.

А. А. Бадягин, Ю. В. Макаров.

Рис. 1. Конструкция дельтаплана: 1 — гибкая поверхность крыла (купол); 2 — центральный узел; 3 — верхние растяжки; 4 — мачта; 5 — килевая труба (балка); 6 — носовой узел; 7 — боковая труба (балка); 8 — поперечная труба (балка); 9 — нижние растяжки; 10 — рулевая трапеция; 11 — подвесная система; 12 — даты.

Рис. 2. Формы крыла дельтаплана: а — учебного; б — учебно-тренировочного; в — спортивного.

Рис. 3. Мотodelьтаплан.

Рис. 4. Дельтаплан «Славутич-УТ».

**дельтапланёрный спорт** — один из массовых видов *авиационного спорта*, включающий полёты на сверхлёгких планерах, в первую очередь *дельтапланах*, и соревнования на продолжительность, дальность и среднюю скорость полёта по маршрутам различной конфигурации, выигрыш высоты (разница между низшей и высшей точками полёта) и точность приземления. Места соревнований дельтапланеристов традиционно связаны с горами, холмами, которые позволяют осуществлять взлёт с ног и первоначальный набор высоты в динамическом потоке обтекания. Однако **Д. с.** уверенно выходит и на равнину, чему способствует развитие средств механизированного запуска дельтапланов: специальных лебёдок, оснащённых вспомогательными двигателями для взлёта и набора высоты, дельталётов-буксировщиков и т. д.

Зарождение **Д. с.** в СССР относится к началу 1970-х гг., официальное признание он получил в 1976, когда состоялся 1-й Всесоюзный слёт энтузиастов-дельтапланеристов. В 1978 была образована федерация **Д. с.** СССР, которая в 1988 преобразована в Объединённую федерацию сверхлёгкой авиации СССР. В середине 80-х гг. в СССР функционировало свыше 700 обществ дельтаклубов при первичных организациях ДОСААФ, предприятий и учреждений, объединявших более 10 тысяч спортсменов. Ежегодно ими выполнялось около 400 тысяч полётов. В 1986 образован Центральный дельтаклуб, основными задачами которого являлись обучение пилотов-инструкторов, спортсменов высшего разряда, подготовка сборной команды страны. Дельтаклубы организуют лётную работу в соответствии с нормами воздушного права, их члены получают необходимую теоретическую наземную подготовку, занимаются самостоятельным техническим творчеством, участвуют в соревнованиях.

Массовые соревнования клубных, областных, республиканских команд стали проводиться в конце 70-х гг. С 1981 проводились чемпионаты страны по **Д. с.** На 1-м чемпионате СССР звание абсолютного чемпиона завоевал А. Кареткин. Развивался женский **Д. с.** Первые абсолютные чемпионки страны — Е. Дробышева (1989), О. Опарина (1990). На международных соревнованиях советские спортсмены впервые выступили в 1986. Первый советский мировой рекордсмен — А. Коркач (в 1987 он прошёл 25-км треугольный маршрут со средней путевой скоростью 25,56 км/ч).

В 1986 в СССР начали осваивать полёты на моторных дельтапланах, появилась разновидность **Д. с.** — дельталётный спорт. Проведены первые всесоюзные соревнования по дельталётному спорту (1988), абсолютным чемпионом стал В. Евтушенко. Разновидностью **Д. с.** являются также соревнования спортсменов, летающих на парапланах — дельтапланах с нежёстким (парашютным) крылом. За рубежом **Д. с.** наиболее развит в Австралии, ФРГ, США, Франции, Венгрии, Польше. С 1977 проводятся чемпионаты мира, Европы (1 раз в 2 года), международные встречи. Советские спортсмены впервые участвовали на чемпионате Европы в 1986, на чемпионате мира в 1988. Из 29 рекордов мира, зарегистрированных Международной авиационной федерацией (по состоянию на 1 января 1991), 12 принадлежит США, остальные — другим странам. Перспективы развития **Д. с.** связаны с олимпийским движением. В 1985 **Д. с.** получил признание Международного

олимпийского комитета. См. статью *Рекорды авиационные*.

*В. И. Забава, Е. Н. Елизаров.*

**Дементьев** Пётр Васильевич (1907—1977) — советский государственный деятель, генерал-полковник-инженер (1976), дважды Герой Социалистического Труда (1941, 1977). После окончания Военно-воздушной академии Рабоче-крестьянской Красной Армии имени профессора Н. Е. Жуковского (1931; ныне Военно-воздушная инженерная академия имени профессора Н. Е. Жуковского) работал в авиационной промышленности. В 1934—1937 директор авиационного завода в Тушине, в 1938—1941 главный инженер, а затем директор авиационного завода №1 в Москве. В 1941—1953 1-й заместитель наркома, 1-й заместитель министра авиационной промышленности. В 1953—1957 министр авиационной промышленности СССР. В 1957-1965 председатель Государственного комитета по авиационной технике — министр СССР. В 1965—1977 министр авиационной промышленности СССР. В годы Великой Отечественной войны участвовал в организации массового производства боевых самолётов для фронта. Внёс большой вклад в развитие авиационной промышленности СССР. Депутат Верховного Совета СССР с 1954. Государственная премия СССР (1953). Награждён 9 орденами Ленина, орденами Красного Знамени, Суворова 2-й степени, Кутузова 1-й степени, 2 орденами Трудового Красного Знамени, орденом Красной Звезды, медалями. Бронзовый бюст в Казани. Имя Д. присвоено Московскому авиационному производственному объединению.

**П. В. Дементьев.**

**Дёмин** Сергей Владимирович (1906—1938) — советский воздухоплаватель. Учился в МВТУ и МАИ. В 1930 (будучи студентом МАИ) был одним из организаторов и участником постройки дирижабля «Комсомольская правда». Окончил Дирижаблестроительный институт (1934). В 1932 командир дирижаблей В-1, В-4, затем помощник командира дирижабля В-6. Разработал ряд систем, облегчающих ввод и вывод дирижаблей из эллинга, автоматический причал для посадки дирижабля без стартовой команды, системы подъёма на дирижабль и спуска с него в воздухе. Участвовал (совместно с *И. В. Паньковым*) в рекордном полёте дирижабля В-6 (1-й помощник командира) продолжительностью 130 ч 27 мин (1937). Погиб при выполнении полёта на дирижабле В-6 для снятия со льдины группы И. Д. Папанина.

**С. В. Дёмин.**

**Дёмина** Вера Фёдоровна (1911—1984) — первая в СССР и в мире женщина — командир дирижабля, активная участница полётов на свободных аэростатах. Курсантом воздухоплавательной школы Мосавиахима в 1929 участвовала в ремонте дирижабля «Московский химик-резинщик», а в 1930—1931 в строительстве дирижабля «Комсомольская правда». По окончании воздухоплавательной школы Осоавиахима (1932) — штурман, а с 1933 — командир дирижабля «СССР В-1». В 1937—1940 — командир дирижабля «СССР В-1» женским экипажем. Во время Великой Отечественной войны — пилот аэростата наблюдения 18-го отдельного воздухоплавательного отряда Западного фронта, проводила воздушную разведку и корректировку огня фронтовой артиллерии.

*Лит.:* В тылу и на фронте, М., 1984.

**В. Ф. Демина.**

**демпфер** (немецкое Dampfer — глушитель, от dampfen — заглушать) **свободных колебаний летательного аппарата** — автоматическое устройство для демпфирования короткопериодических колебаний летательного аппарата путём соответствующего отклонения *органов управления*. Увеличение скорости и высоты полёта привели к значительному ухудшению собственно динамической *устойчивости* летательного аппарата. Некоторое улучшение динамической устойчивости летательного аппарата, которое можно обеспечить за счет выбора *аэродинамической схемы* (см. *Аэродинамическое демпфирование*), особенно на больших скоростях

и высотах полёта, оказывается недостаточным, и задача улучшения, динамической устойчивости летательного аппарата на всех режимах полёта на практике решается с использованием Д. Обычно в состав Д. входят двухстепенной *гироскоп* (см. рис.), вырабатывающий сигнал, пропорциональный угловой скорости  $\{\{\omega\}\}$  вращения летательного аппарата относительно некоторой (например, продольной) его оси, усилитель электрических сигналов, фильтр, выделяющий полезный сигнал, и рулевая машинка (см. *Сервопривод*). Выработанный Д. сигнал подаётся на *рулевой привод*, который отклоняет соответствующий орган управления на угол, значение которого пропорционально  $\{\{\omega\}\}$ , препятствуя тем самым развитию колебаний. При этом различают Д. *тангажа, рыскания и крена*. Однако использование Д. наряду с улучшением устойчивости приводит и к некоторому изменению характеристик управляемости, особенно на малых скоростях полёта, что вызывает необходимость дополнительного отклонения лётчиком *рычагов управления* при полёте с постоянными угловыми скоростями (например, при вираже). Для исключения отмеченной особенности сигналы угловых скоростей, поступающих в Д., пропускают через автоматическое устройство (фильтр) с целью исключения постоянной составляющей. Простейший приём исключения этой составляющей — вычитание из измеренного сигнала соответствующей угловой скорости её расчётного значения. Например, при вираже в горизонтальной плоскости в Д. рыскания можно использовать сигнал  $\{\{\Delta\omega\}\}_{уд} = \{\{\omega\}\}_y + (g/V)tg\{\{v\}\}cos\{\{\gamma\}\}$ , где  $\{\{\Delta\omega\}\}_{уд}$  — сигнал на Д. рыскания,  $\{\{\omega\}\}_y$  — измеренный сигнал угловой скорости рыскания,  $(g/V)tg\{\{v\}\}cos\{\{\gamma\}\}$  — составляющая угловой скорости рыскания при вираже,  $\{\{v\}\}$  — угол тангажа,  $\{\{\gamma\}\}$  — угол крена,  $g$  — ускорение свободного падения,  $V$  — скорость летательного аппарата. В случае, если манёвры совершаются с *перегрузкой*, существенно большей единицы, на практике для снятия постоянной составляющей в сигнале угловой скорости используют фильтры с *передаточной функцией* вида  $W = Tr(Tr + I)$ . Введение такого фильтра ослабляет влияние Д. на характеристики управляемости, однако несколько ухудшает характеристики устойчивости. См. также *Система улучшения устойчивости и управляемости*.

*Лит.:* Бюшгенс Г. С., Студнев Р. В., Аэродинамика самолета, Динамика продольного и бокового движения, М., 1979.

*В. И. Кобзев.*

Структурная схема включения демпфера в систему управления самолетом: 1 — ручка управления; 2 — суммирующее устройство; РП — рулевой привод; Г — гироскоп; У — усилитель; Ф — фильтр; РМ — рулевая машинка.

**демпфирование колебаний летательного аппарата** — уменьшение амплитуды колебаний летательного аппарата. Различают естественное Д., обеспечиваемое только аэродинамическими силами и моментами при неподвижных органах управления, и искусственное Д., обеспечиваемое соответствующими отклонениями органов управления. Первое, например, происходит под действием аэродинамических моментов, обусловленных вращением летательного аппарата, пропорциональных угловой скорости вращения и направленных в сторону, противоположную вращению (см. статью *Аэродинамическая схема, Аэродинамическое демпфирование*). Значительную роль в обеспечении Д. продольного движения могут играть вертикальные перемещения летательного аппарата при колебаниях угла атаки. Основной вклад в Д. продольных колебаний вносит горизонтальное оперение, поперечных — крыло, путевых — вертикальное оперение. Естественное Д. с ростом высоты и *Маха числа* полёта заметно уменьшается. Для повышения Д. летательного аппарата используются автоматические устройства, наиболее простыми из которых являются *демпферы* колебаний.

**Денисов** Сергей Прокофьевич (1909—1971) — советский лётчик, генерал-лейтенант авиации (1940), дважды Герой Советского Союза (1937, 1940). В Советской Армии с 1929. Окончил военную школу пилотов (1931), курсы усовершенствования комсостава при Академии Генштаба (1939). Участник войны в Испании, боёв в районе р. Халхин-Гол, советско-финляндской и Великой Отечественной войн. В 1941—1943 начальник Качкиской военной авиационной школы лётчиков, в

1943—1944 командир истребительной авиадивизии, в 1944—1947 в Главном штабе Военно-воздушных сил, с 1947 в отставке по болезни. Депутат Верховного Совета СССР в 1937—1946. Награждён орденом Ленина, 2 орденами Красного Знамени, орденом Александра Невского, медалями. Бронзовый бюст на хуторе Постоялый Ольховатского района Воронежской области.

*Лит.:* Гринько А. И., Улаев Г. Ф., Богатыри земли Воронежской, Воронеж, 1965.

**С. П. Денисов.**

**день авиации и космонавтики.** **Всемирный день авиации и космонавтики**, — отмечается 12 апреля согласно протоколу (п. 17) 61-й Генеральной конференции Международной авиационной федерации, состоявшейся в ноябре 1968, и решению Совета Международной авиационной федерации, принятому тридцатого апреля 1969 по представлению Федерации авиационного спорта СССР. Дата **Д. а. и к.** совпадает с датой Дня космонавтики, установленного Указом Президиума Верховного Совета СССР от 9 апреля 1962 в честь первого в мире полёта человека в космос, совершённого Ю. А. Гагариным на космическом корабле «Восток» 12 апреля 1961.

**день воздушного флота.** **День авиации**, — установлен постановлением Совета Народных Комиссаров СССР от 28 апреля 1933 в честь выдающихся достижений учёных, авиаконструкторов, лётного и технического состава Военно-воздушных сил в деле укрепления обороноспособности Советского государства. Дата празднования — третье воскресенье августа.

**держатели бомбардировочного вооружения** (ДБВ) — комплекс устройств и агрегатов, установленных на летательном аппарате и предназначенных для загрузки, удержания при транспортировке, подготовки к отделению и отделения подвешиваемых изделий в соответствии с их назначением. К ним относятся авиационные бомбы, зажигательные баки, блоки неуправляемых авиационных ракет, авиационные контейнеры с различным снаряжением, пусковые устройства для управляемых и неуправляемых ракет, установки пулемётно-пушечного вооружения, авиационные мины и торпеды, топливные баки. ДБВ классифицируются по месту расположения на летательном аппарате (наружная и внутренняя подвеска), по конструктивной схеме (кассетные и балочные, см. рис.), количеству подвешиваемых изделий (одно- и многопозиционные) и грузоподъёмности (различные весовые группы). Основу конструкций балочных держателей (как одно-, так и многопозиционных) составляет силовая балка. Кассетные держатели (многопозиционные) выполняются в виде силовой рамы и применяются главным образом при внутреннем размещении подвешиваемых изделий на летательном аппарате. От балочных держателей изделия отделяются либо свободно под действием веса и аэродинамических сил, либо принудительно с использованием специальных приводов, работающих на горячем газе. Принудительное отделение применяется при высоких скоростях полёта летательного аппарата, когда свободное отделение не обеспечивает безопасного (без соударения с летательным аппаратом и держателем) движения изделия. От кассетных держателей изделия отделяются только свободно.

*Б. А. Черпаков.*

Структурная схема держателей: а — балочного; б — кассетного; 1 — силовая балка или рама; 2 — замок; 3 — электро- или пиропровод; 4 — узлы крепления ДБВ к летательному аппарату; 5 — механизмы и устройства управления системами подвешивания изделий; 6 — устройства фиксации подвешиваемых изделий.

**десантно-транспортное оборудование летательного аппарата** — предназначается для загрузки, размещения и закрепления в летательном аппарате перевозимых грузов и личного состава, а также для их выгрузки или сбрасывания на парашютах.

К **транспортному** относятся верхнее (рис. 1) или (и) нижнее (рис. 2) погрузочное оборудование, а также грузовые трапы, защитные настилы пола, упорные колодки, распределители нагрузки и швартовочное оборудование. По грузовым трапам производится загрузка колёсной и гусеничной техники, они выполняются как отдельные съёмные элементы или как отклоняемая часть

конструкции грузового люка (см. *Рамна*). Защитные настилы предназначены для исключения пробуксовки в процессе загрузки самоходной колёсной и гусеничной техники и исключения повреждения грузового пола. Выполняются в виде укладываемых на грузовой пол дорожек. Упорные колодки используются для страховки колёсной техники в процессе её загрузки (выгрузки), распределители нагрузки — для рассредоточения нагрузок на пол от опор перевозимой техники, Швартовочное оборудование (рис. 3) обеспечивает закрепление в кабине перевозимых грузов.

К десантному оборудованию относятся: транспортёры и роликовые конвейеры, обеспечивающие размещение и направленное движение вдоль грузовой кабины сбрасываемых грузов; устройства подвески вытяжных парашютных систем; сиденья; устройства принудительного введения в действие парашютных систем; механизмы уборки вытяжных звеньев парашютов; ограждения и створки.

Транспортёры в основном используются для сброса грузов в укупорке. Грузы располагаются группами (рис. 4) и перемещаются к проёму грузового люка вместе с магистралями транспортёра приводом. При сбросе техники и грузов, размещённых на парашютных платформах (рис. 5), последние вместе с магистралями транспортёра приводятся в движение вытяжными парашютными системами. Эти системы вводятся в действие по команде экипажа путём сброса с устройства подвески в воздушный поток за самолётом через проём открытого грузового люка. С платформой вытяжная система соединяется тросом. После отделения груза или платформы от самолёта парашютные системы, на которых они снижаются, вводятся в действие вытяжными звеньями, соединёнными с устройствами принудительного введения в действие парашютных систем. Роликовые конвейеры более просты по конструкции и в эксплуатации, чем транспортёры, но сбрасываемые грузы должны быть обязательно размещены на платформах, которые приводятся в движение вытяжной системой.

Сиденья предназначаются для размещения личного состава. В зависимости от расположения в грузовой кабине летательного аппарата различают бортовые и центральные сиденья. Они бывают одно- и многоместными.

Устройства для принудит. введения в действие парашютных систем парашютистов выполняются в виде расположенных вдоль грузовой кабины тросов или труб, по которым перемещаются поводки с кольцами. К кольцам или непосредственно к тросам крепятся карабины вытяжных звеньев парашютов. Ограждения и створки предназначены для организации и регулирования направленного движения парашютистов при их перемещении по грузовой кабине к проёмам, через которые производится сброс, а также для защиты парашютистов от повреждения движущимся вблизи грузом или воздушными потоками, возникающими при открывании грузовых люков и дверей.

*В. И. Богайчук.*

Рис. 1. Верхнее погрузочное оборудование: 1 — грузовая балка; 2 — электротельферы; 3 — пульты управления; 4 — универсальные стропы.

Рис. 2. Нижнее погрузочное оборудование: 1 — коробка управления; 2 — пульт управления; 3 — двурогий крюк; 4 — погрузочный блок с крюком; 5 — электролебёдка.

Рис. 3. Швартовочное оборудование: 1 — швартовочная цепь; 2 — швартовочный трос; 3 — двойкой швартовочный узел; 4 — швартовочный ремень; 5 — стяжное устройство; 6 — одинарный швартовочный узел; 7 — швартовочная сеть.

Рис. 4. Транспортёр с грузами: 1 — магистраль транспортера; 2 — привод транспортёра; 3 — механизм уборки швартовочных лямок; 4 — грузы в укупорке; 5 — вытяжное звено парашюта; 6 — швартовочная лямка; 7 — швартовочный замок; 8 — трос устройства принудительного введения в действие парашютных систем.

Рис. 5. Транспортёр с грузами на парашютные платформах: 1 — вытяжная парашютная система; 2 — соединительное звено; 3 — вытяжное звено парашюта; 4 — устройство принудительного введения в действие парашютных систем; 5 — магистраль транспортёра; 6 — парашютная платформа; 7 — груз.

**десатурация** (от латинского de- — приставка, означающая удаление, и saturatio — насыщение) — вдыхание чистого кислорода перед подъёмом человека на высоту с целью выведения из организма азота, который при резком снижении атмосферного давления может вызвать развитие высотной декомпрессионной болезни (см. *Декомпрессия*). Выведение азота из организма происходит неравномерно во времена.  $\frac{1}{3}$  всего растворенного в крови азота выводится в течение первых 10—15 минут затем происходит более медленное снижение содержания азота. Обычно Д. длится около 1 ч.

**десинхроноз** (от латинского de- — приставка, означающая удаление, и греческого  $\sigma\{\{y\}\}nchronos$  — одновременный) — изменение различных физиологических и психических функций организма в результате нарушения суточных ритмов его функциональных систем. Причины Д.: рассогласование функциональных ритмов организма с показаниями внешних датчиков времени, например, при трансмеридиональных перелётах, перелётах на значительное расстояния в широтном направлении; устойчивое рассогласование по фазе ритма сон — бодрствование (работа в вечерние и ночные смены); частичное или полное отсутствие привычных приборов времени. Признаки Д.: плохой сон, ухудшение аппетита, раздражительность, снижение работоспособности, апатия, вялость. Продолжительность таких расстройств от 1 до 14 дней.

**дестабилизатор** — *горизонтальное оперение*, устанавливаемое перед крылом (см. рис.) и предназначенное для обеспечения или улучшения *продольной управляемости* летательного аппарата. В отличие от *стабилизатора* Д. уменьшает запас продольной статической *устойчивости* (отсюда название; см. *Степень устойчивости*). Обычно Д. применяется на сверхзвуковых летательных аппаратах схемы «утка» и, как правило, является органом управления *продольным движением* (иногда дополнительно к основным органам управления — *элевонам*). Д. может быть фиксированным или управляемым (используется как для *балансировки*, так и для управления летательным аппаратом). Управление летательным аппаратом осуществляется с большими скоростями перекладки (отклонения) Д. ( $10\{\{\circ\}\}$  в 1 с и более) от штурвала или ручки управления. На тяжёлых (неманёвренных) самолётах Д. обычно используется только для балансировки и называется балансирующим или триммируемым (см. *Триммер*). В этом случае Д. управляется от специальной кнопки и отклоняется с небольшими скоростями ( $0,2—0,5\{\{\circ\}\}$  в 1 с).

Д. увеличивает *эффективность органов управления* продольным движением, улучшает манёвренность летательного аппарата, продольную управляемость на больших углах атаки. Балансировка статически устойчивого летательного аппарата нормальной *аэродинамической схемы* осуществляется, как правило, при отрицательной подъёмной силе стабилизатора, что уменьшает общую подъёмную силу летательного аппарата. В схеме же с Д. создаваемая им балансирующая сила направлена вверх, то есть суммарная подъёмная сила может увеличиваться. Самолёты с Д. по сравнению с самолётами схемы «бесхвостка» могут иметь больший коэффициент подъёмной силы на режимах взлёта и посадки и, следовательно, лучшие взлётно-посадочные характеристики. В зависимости от типа летательного аппарата площадь Д. изменяется в широких пределах, доходя до 25% площади крыла.

А. Г. Обрубов.

**дефектоскопия** (от латинского defectus — изъян и греческого  $\sigma\{\{b\}\}p\{\{\acute{o}\}\}$  — смотрю) **авиационных конструкций** — комплекс физических методов, позволяющих осуществить контроль качества материалов, полуфабрикатов, деталей и узлов авиационных конструкций без их разрушения. Методы Д. позволяют оценить качество каждой отдельной детали и осуществить сплошной (100%-й) контроль, что особенно важно для изделий авиационной техники, для которых методы выборочного контроля путём испытания (обычно с разрушением) части партии образцов деталей

недостаточны, так как не позволяют судить о качестве каждой детали из этой партии.

Задачей Д. авиационных конструкций, наряду с обнаружением дефектов типа трещин и другие нарушений сплошности, является контроль размеров отдельных деталей (как правило, при одностороннем доступе), а также обнаружение негерметичности в заданных зонах. Д. авиационных конструкций — один из методов обеспечения безопасной эксплуатации летательного аппарата; объём и выбор вида Д. зависят от условий его эксплуатации (см. *Эксплуатационная живучесть*).

До конца 60-х гг. Д. авиационных конструкций использовалась главным образом в условиях производства с целью отбраковки заготовок и деталей, содержащих дефекты (главным образом металлургического происхождения). Развитие реактивной авиации, создание высокоресурсных скоростных летательных аппаратов большой грузоподъёмности значительно повысило требования к надёжности авиационных конструкций. Переход на *техническое обслуживание и ремонт авиационной техники по состоянию* привели к необходимости применения Д. также в процессе эксплуатации. Для этого уже на стадии проектирования предусматривается необходимая контролепригодность авиационных конструкций, позволяющая использовать методы Д. в лабораторных и цеховых условиях при изготовлении, а также в аэродромных условиях при техобслуживании летательных аппаратов для контроля деталей и узлов (без их разборки или с частичной разборкой) с максимальной надёжностью и достоверностью при минимальных затратах времени. В ряде случаев для повышения контролепригодности авиационных конструкций необходимо предусматривать специальные окна (лючки) или разъёмы, облегчающие доступ средств контроля к нужным участкам. В некоторых случаях для своевременного обнаружения развивающихся дефектов датчики дефектоскопов встраиваются непосредственно в авиационные конструкции.

Методы Д. основаны на использовании проникающих излучений (электромагнитных, акустических, радиоактивных), взаимодействия электрических и магнитных полей с материалами, а также явлений капиллярности, свето- и цветоконтрастности. В зонах расположения дефектов в материале вследствие изменения структурных физических характеристик материала изменяются условия его взаимодействия с указанными излучениями, физическими полями, а также с веществами, наносимыми на поверхность контролируемой детали или вводимыми в её полость. Регистрируя с помощью соответствующей аппаратуры эти изменения, можно судить о наличии дефектов, представляющих собой нарушение сплошности материала или однородности его состава и структуры, определить их координаты и оценить размеры. С достаточно высокой точностью возможно также измерение толщин стенок полых деталей и нанесённых на изделия защитных и другие покрытий.

В практике нашли применение следующие методы Д. авиационных конструкций.

**Оптические методы** — методы, осуществляемые визуально (для обнаружения поверхностных трещин и других дефектов размерами более 0,1—0,2 мм) или с помощью оптических приборов (эндоскопов), позволяющих обнаруживать аналогичные дефекты размерами более 30—50 мкм на внутренних поверхностях и в труднодоступных зонах. Оптические методы обычно предшествуют другим методам и используются для контроля всех деталей авиационных конструкций на всех стадиях изготовления и эксплуатации.

**Радиационные методы**, использующие рентгеновское, гамма- и другие (например, электроны) проникающие излучения различных энергий, получаемые с помощью рентгеновских аппаратов, радиоактивных изотопов и других источников, позволяют обнаруживать внутренние дефекты размерами более 1—10% от толщины просвечиваемого сечения в изделиях толщиной (по стали) до 100 (рентгеновская аппаратура) — 500 мм (при использовании быстрых электронов). Радиационные методы используются для контроля литых, сварных и других деталей авиационных конструкций из металлических и неметаллических материалов, а также для контроля дефектов сборки различных узлов (рис. 1).

**Радиоволновые методы** основаны на изменении интенсивностей, сдвигов по времени или фазе и других параметров электромагнитных волн сантиметрового и миллиметрового диапазонов при распространении их в изделиях из диэлектрических материалов (резина, пластмассы и другие). На глубине 15—20 мм возможно обнаружение расслоений площадью более 1 см<sup>2</sup>.

**Тепловые методы** — методы, использующие инфракрасное (тепловое) излучение нагретой детали для обнаружения неоднородности её строения (несплошность в многослойных изделиях, в сварных и паяных соединениях). Чувствительность современной аппаратуры (тепловизоры) позволяет зарегистрировать разность температур на поверхности контролируемой детали менее 1 {{°}}С.

Магнитные методы основаны на анализе магнитных полей рассеяния, возникающих в зонах расположения поверхностных и подповерхностных дефектов в намагниченных деталях из ферромагнитных материалов (рис. 2). В оптимальных условиях, при расположении дефекта перпендикулярно направлению намагничивающего поля, могут быть обнаружены достаточно тонкие дефекты, например, шлифовочные трещины (в стали) глубиной 25 и раскрытием 2 мкм. Магнитными методами можно также измерять с погрешностью, не превышающей 1—10 мкм, толщину защитных (немагнитных) покрытий, нанесённых на деталь из ферромагнитного материала.

**Акустические (ультразвуковые) методы** — методы, использующие упругие волны широкого диапазона частот (0,5—25 МГц), вводимые в контролируемую деталь под различными углами. Распространяясь в материале детали, упругие волны затухают в различной степени, а встречая дефекты, отражаются, преломляются и рассеиваются. Анализируя параметры (интенсивность, направление и другие) прошедших и (или) отражённых волн, можно судить о наличии поверхностных и внутренних дефектов различной ориентировки размерами более 0,5—2 мм<sup>2</sup>. Контроль может быть проведён при одностороннем доступе (рис. 3). Возможно также измерение с погрешностью не более 0,05 мм толщины полых изделий (ограничениями являются значительная кривизна поверхности детали и сильное затухание ультразвуковых волн в материале). Акустическими методами (на низких частотах) могут быть обнаружены расслоения площадью более 20—30 мм<sup>2</sup> в клеёных и паяных конструкциях с металлическим и неметаллическим наполнителем (в том числе с сотовым), в слоистых пластиках, а также в плакированных листах и трубах. Используя так называемый метод акустической эмиссии, можно обнаружить в нагруженных элементах авиационных конструкций развивающиеся (то есть наиболее опасные) трещины, выделив их из обнаруженных другими методами менее опасных, неразвивающихся дефектов. Зоны контроля при этом формируются с помощью различного расположения датчиков (рис. 4) на конструкции. Проволочные датчики устанавливаются в зоне контроля так, чтобы их направление не совпало с направлением развития усталостной трещины (рис. 5).

**Вихретоковые (электроиндуктивные) методы** основаны на взаимодействии полей вихревых токов, возбуждённых датчиком дефектоскопа в изделии из электропроводящего материала, с полем этого же датчика. Эти методы Д. позволяют выявлять нарушения сплошности (трещины протяжённостью более 1—2 мм и глубиной более 0,1—0,2 мм, плёны, неметаллические включения), измерять толщину защитных покрытий на металле, судить о неоднородностях химического состава и структуры материала, о внутренних напряжениях. Аппаратура для контроля вихретоковыми методами высокопроизводительна и позволяет автоматизировать разбраковку.

**Электрические методы** основаны на использовании главным образом слабых постоянных токов и электростатических полей; позволяют обнаруживать поверхностные и подповерхностные дефекты в изделиях из металлических и неметаллических материалов и различать некоторые марки сплавов между собой.

**Капиллярные методы** основаны на явлении капиллярности, то есть, на способности некоторых веществ проникать в мелкие трещины. Обработка такими веществами повышает цвето- и светоконтрастность участка изделия, содержащего поверхностные трещины, относительно

окружающей этот участок неповреждённой поверхности. Эти методы позволяют обнаруживать поверхностные трещины раскрытием более 0,01 мм, глубиной от 0,03 и протяжённостью от 0,5 мм в деталях из непористых материалов, в том числе, в деталях сложной формы, когда применение других методов затруднено или исключено.

**Течеискания методы** основаны на измерении давления внутри полой герметизированной детали или интенсивности вытекания жидкости либо газа через образовавшееся нарушение герметичности.

Методы Д. по отдельности не являются универсальными, поэтому наиболее ответственные детали обычно проверяют, используя несколько методов, хотя это и приводит к дополнительным затратам времени. Для повышения надёжности результатов контроля и производительности труда внедряют автоматизированные комплексы, в том числе с использованием ЭВМ для управления контролем и обработки информации, получаемой с датчиков дефектоскопов.

*Лит.:* Приборы для неразрушающего контроля материалов и изделий. Справочник, под ред. В. В. Клюева, т. 1—2, М., 1976; Неразрушающий контроль металлов и изделий, под ред. Г. С. Самойловича, М., 1976.

*Ю. П. Бородин, Д. С. Шрайбер.*

Рис. 1. Объекты контроля при радиационном методе дефектоскопии: а — монолитный элемент; б — многослойный пакет из однородных материалов; в — многослойный пакет из разнородных материалов с различной плотностью.

Рис. 2. Зоны контроля при магнитном методе дефектоскопии: а — свободная поверхность; б — обшивка около потайной (выступающей) головки заклепки (болта); в — незаполненное отверстие; г — свободный пакет; д — пакет с заклепками (болтами).

Рис. 3. Зоны контроля при акустической (ультразвуковом) методе дефектоскопии: а — отверстие в ребре; б — сход ребра; в — отверстие под накладкой.

Рис. 4. Зоны контроля методом акустической эмиссии; Д1, Д2, Д3, Д4 — датчики.

Рис. 5. Размещение проволочного датчика в зоне контроля.

**децибелов шкала** — логарифмическая шкала, используемая в акустике для измерения звуковых давлений и интенсивности звука, которые в акустике авиационной меняются в весьма широких пределах ( $\sim 10^8$  раз). Согласно Д. ш., звуковые колебания измеряются в уровнях звукового давления  $L = 20 \lg P/P_0$ , где  $P_0 = 20$  мкПа — пороговое давление, соответствующее порогу слышимости человека. Уровень звукового давления 60—70 дБ соответствует нормальной разговорной речи, 120 дБ вызывает болевое ощущение, 160 дБ наблюдается вблизи мощного работающего реактивного двигателя. В акустических измерениях применяется также уровень звуковой мощности источника, равный  $L_w = 10 \lg W/W_0$ , где  $W_0 = 1$  пВт (10—12 Вт) — принятое значение звуковой мощности, соответствующее потоку звуковой энергии через площадку в  $1 \text{ м}^2$  при интенсивности звука  $I_0 = 1$  пВт/м<sup>2</sup>.

**«Джал»** (JAL, Japan Air Lines) — авиакомпания Японии, одна из ведущих в мире. Осуществляет перевозки в страны Западной Европы, Азии, Южной Америки, а также в Россию, США, Канаду и Австралию. Основана в 1953. В 1989 перевезла 22 миллионов пассажиров, пассажирооборот 53,08 миллиардов пассажиро-км. Авиационный парк — 90 самолётов.

**«Джапан Эр Системс»** (Japan Air Systems Co. Ltd., JAS) — авиакомпания Японии. Осуществляет перевозки на внутренн авиалиниях, а также в некоторые страны Юго-Восточной Азии. Основана в 1971 под названием «Тоа доместик эрлайнс». В 1939 перевезла 12,7 миллионов пассажиров, пассажирооборот 7,13 миллиарда пассажиро-км. Авиационный парк — 73 самолёта.

**Джевецкий** Степан Карлович (1843—1938) — русский исследователь и изобретатель. Техническое образование получил в Центральной школе искусств и промышленности в Париже. Один из основателей, а с 1882 товарищ председателя воздухоплавательного отдела Русского технического общества. Опубликовал ряд работ по теории полёта птиц и аэропланов. В 1892 предложил метод расчёта гребного винта, послуживший основой теории воздушного винта. Совершил несколько полётов на воздушном шаре, в том числе в 1887 для наблюдения солнечного затмения. Разработал и построил ряд воздушных винтов, ветряков и турбин: в 1912—1914 построил и испытал самолёт с тандемным расположением крыльев. Автор оригинальных конструкций подводных лодок. С 1892 жил в Париже. Был переводчиком сочинений Н. Е. Жуковского на французском языке. *Портрет смотри на стр. 205.*

**Соч.:** О сопротивлении воздуха в применении к полету птиц и аэропланов, СПб, 1887; Определение элементов гребных винтов, «Морской сборник», 1892, т. 251, №9; Теория воздушных винтов и способ их вычисления, Киев, 1910.

**Дженерал Дайнемикс»** (General Dynamics Corp.) — один из крупнейших военно-промышленных концернов США. Образован в 1952 на базе кораблестроительной фирмы «Электрик боут», в 1954 присоединил фирму «Конвэр». Разработкой и выпуском авиаракетно-космической продукции заняты 4 отделения из 14. Концерном созданы боевые самолёты с крылом изменяемой стреловидности: истребитель-бомбардировщик F-111 (первый полёт в 1964, см. рис. в таблице XXXIV) и стратегический бомбардировщик FB-111 (1967). В 1974 разработан опытный истребитель YF-16, послуживший основой для первого серийного варианта F-16A (1976) и усовершенствованной модели F-16C (1984). Основные авиаракетно-космические программы 80-х гг.: производство истребителей F-16 (к середине 1991 в США и других странах выпущено около 3200, см. рис. в таблице XXXVI), крылатых ракет «Томагавк», ракет-носителей «Атлас-Центавр», тактических управляем ракет, электронного оборудования; участие в создании опытного самолёта YF-22 (совместно с фирмами «Боинг» и «Локхид») по программе истребителя ATF, проектные исследования экспериментального воздушно-космического самолёта NASP. На основе истребителя F-16 созданы экспериментальные самолёты YF-16CCV(1976), AFTI/F-16 (1982) и F-16XL (1982, см. рис.). Основные данные некоторых самолётов концерна приведены в таблице.

*М. А. Левин.*

Табл. — Самолёты концерна «Дженерал дайнемикс»

Основные данные	Стратегический бомбардировщик FB-111	Истребитель-бомбардировщик F-111	Многоцелевой истребитель F-16C
Первый полёт, год	1967	1971	1984
Число и тип двигателей	2 ТРДД Ф	2 ТРДД Ф	1 ТРДДФ
Тяга двигателя,	90,5	111	104 или

кН			123
Длина самолёта, м	22,98	23,02	15,03
Высота самолёта, м	5,22	5,22	5,09
Размах крыла, м	21,32/10,34*	19,20/9,74*	9,45
Площадь крыла, м <sup>2</sup>	51,1	48,77	27,87
Взлётная масса, т:			
нормальная	51,71	28,28	11,37
максимальная	53,91	45,36	19,19
Масса пустого самолёта, т	21,55	23,53*	8,32 или 8,66
Максимальная боевая нагрузка, т	17	11,34	5,44
Максимальная скорость полёта, км/ч	2330	2655	2145
Максимальная дальность полёта, км	7550	6110	2100 (перехватчик)
Потолок, м	15320	17650	15240
Экипаж, чел.	2	2	1

Вооружение или спец. оборудование	Бомбы или до 6 УР	Пушка (20 мм), бомбы, НАР, УР	Пушка (20 мм), УР, бомбы

\* При минимальной и максимальной стреловидности. \*\* Масса снаряженного самолета

**«Дженерал Электрик»** (General Electric Company) — фирма США, выпускающая электронное, электротехническое оборудование и авиадвигатели. Основана в 1882. В 1918 был создан авиационный турбонагнетатель, в годы Второй мировой войны велось массовое производство турбонагнетателей для поршневых двигателей истребителей и бомбардировщиков. Программы разработки авиационных газотурбинных двигателей начались в 1941 с освоения производства ТРД 1-А английской конструкции для первого американского реактивного истребителя Белл XP-59А. Фирмой был создан и испытан первый американский турбовинтовой двигатель TG-100, велась работа по авиационной ядерной силовой установке. В 1952 началась разработка турбореактивного двигателя с форсажной камерой J79 для сверхзвуковых самолётов (к 1986 выпущено 17200 с учётом производства в других странах). Выпускает газотурбинные двигатели для истребителей, бомбардировщиков, военно-транспортных и пассажирских самолётов (в том числе широкофюзеляжных) и вертолётот. К основным программам конца 80-х гг. относятся: производство турбореактивных двухконтурных двигателей с форсажной камерой F101, F110, F404, турбореактивного двигателя с форсажной камерой J79 и J85, турбореактивных двухконтурных двигателей TF34, и TF39. турбовинтовых и турбовальных газотурбинных двигателей T58, T64 и T700 для военных летательных аппаратов и турбореактивного двухконтурного двигателя CFM56 (с фирмой «СНЕКМА»), CF6 (см. рис.), CF34, CF700, турбовинтовых и газотурбинных двигателей CT7 и CT58 для пассажирских и административных самолётов и вертолётот; разработка турбовинтовентиляторного двигателя GE36 UDF (лётные испытания с 1986) и турбореактивного двухконтурного двигателя с форсажной камерой GE37 для американского истребителя ATF 90-х гг. (стендовые испытания с 1987). Основные данные некоторых двигателей фирмы приведены в таблице.

Экспериментальный самолёт F-16XL.

Турбореактивный двухконтурный двигатель CF6.

Табл. — Двигатели фирмы «Дженерал электрик»

Основные данные	F101-GE-102 (ТРДД Ф)	F404-GE-400 (ТРДД Ф)	TF34-GE-400А (ТРДД )	T700-GE-700 (ГТД)	CF6-80С2 (ТРДД )	CF6-50С2 (ТРДД )
Тяга, кН	133	71,2	41,3	-	249	234

Мощность, кВт	-	-	-	1130	-	-
Масса, кг	2000	970	670	188	4050	3060
Диаметр, м	1,4	0,885	1,32	0,584	2,827	2,675
Удельный расход топлива:						
на взлётном режиме. кг/(Н*ч)	-	0,2	0,037	-	0,033	-
г/(кВт*ч)	-	-	-	285	-	-
на крейсерском режиме,						
кг/(Н*ч)	-	-	-	-	0,06	0,064
расход воздуха, кг/с.'	159	63,5	153	4,5	780	670
степень повышения давления	26,5	25	21	17	29.4	30,4
Степень двухконтурности	2	0,34	6,2	-	5,2	4,31
Температура газа перед турбиной, К	-	1600-1656	1498	1473	1528	1620
Применение (летательные аппараты)	Бомбардировщик Рокуэлл В-1В	Истребитель Макдоннелл-Дуглас Р-18	Самолёт ПЛО Локхид S-3А	Вертолёты Сикорский УН-60А и Хьюз АН-64	Пассажирские самолёты Эрбас индустри	Пассажирские самолёты Макдоннелл-Дуглас

					А310 и А300- 600, Боинг 747 и 767, Макд оннел л- Дугла с MD- 11	DC- 10-30, Эрбас индаст ри А300В
--	--	--	--	--	---	---

**Дзюба** Иван Михайлович (р. 1918) — советский лётчик-испытатель, полковник, заслуженный лётчик-испытатель СССР (1961), Герой Советского Союза (1942). Окончил Одесскую лётную школу (1938). Участник Великой Отечественной войны. Выполнил 238 боевых вылетов, провел 25 воздушных боёв, сбил 12 самолётов противника. С 1943 на испытательной работе в Научно-испытательном институте Военно-воздушных сил. Одним из первых освоил технику пилотирования реактивных самолётов. Выполнил более 70 программ испытаний самолётов и спецтехники, 5 программ государственных испытаний опытных самолётов, освоил 117 типов и модификаций истребителей, бомбардировщиков, военно-транспортных и пассажирских самолётов. Испытывал средства спасения лётчика, определял характеристики устойчивости и управляемости самолётов С. А. Лавочкина, системы вооружения на реактивных самолётах Лавочкина, А. И. Микояна и С. В. Ильюшина, катапультную установку на самолёте — летающей лаборатории УТИ-МиГ-15. Обучал лётчиков-испытателей и космонавтов: Ю. А. Гагарина, Г. С. Титова, А. Г. Николаева и др. С 1974 в Главном штабе Военно-воздушных сил Советской Армии. Награждён орденом Ленина, 2 орденами Красного Знамени, Отечественной войны, 1-й и 2-й степени, Красной Звезды, медалями. Портрет см. на стр. 220.

**И. М. Дзюба.**

**ди** — принятое в СССР в 20—30-х гг. обозначение двухместных истребителей. Под этой маркой было разработано несколько опытных самолётов (первым был 2И-Н1 или ДИ-1, см. *Поликарпова самолеты*), а ДИ-6 (ЦКБ-11) конструкции С. А. Кочеригина и В. П. Яценко строился серийно.

**диагональный компрессор** — см. в статье *Компрессор*.

**дивергенция** элементов конструкции летательного аппарата (от средневекового латинского *divergo* — отклоняюсь) — потеря статической устойчивости летательного аппарата в целом или какой-либо его части (например, крыла, рулей, лопасти винта вертолётa), характеризующаяся состоянием нейтрального равновесия частей летательного аппарата под действием стационарных аэродинамических и упругих сил. Согласно Нормам летной годности самолётов, критическая скорость полёта, при которой наступает Д. ( $V_{кр. див.}$ ), должна не менее чем в 1,2 раза превышать предельную скорость  $V_{пред.}$  летательного аппарата на всех высотах полёта.

Д. крыла явилась причиной многие катастроф и аварий самолётов (например, моноплана С. Ленгли в 1903), Первые работы, посвящённые Д., в конце 20-х гг. выполнили немецкий учёный Х. Рейснер и английские учёные Р. Фрейзер, В. Дункан. Эффективный метод расчёта критической скорости Д. крыльев большого удлинения предложен в СССР в конце 30-х гг. Е. П. Гроссманом.

Важная методическая особенность современных исследований Д. — обычно совместное выполнение их с рассмотрением другие явлений динамической и статической *аэроупругости*. В частности, представление о Д. крыльев может быть получено по результатам расчёта *реверса* элеронов, поворотного стабилизатора, носков, рулей — по результатам измерений их шарнирных моментов и *жёсткости* проводки управления; Д. фюзеляжа с дестабилизатором может быть исследована на основании расчёта суммарных аэродинамических характеристик свободно летящего самолёта. Важное представление о характеристиках Д. может быть получено при исследовании *флаттера*.

При приближении состояния конструкции к Д. деформации (а также производные *аэродинамических коэффициентов* летательного аппарата по углам атаки и отклонения рулей) резко нарастают и становятся неопределёнными по знаку. Например, наиболее опасная Д. для самолётов с крылом *обратной стреловидности* характеризуется увеличением (вплоть до бесконечно большого значения) производной  $\{\{c_y^a\}\}$  — коэффициент подъёмной силы по углу атаки (см. рис.). Эта производная, как и критическая скорость Д., определяется при *статических испытаниях* упруго-подобной модели в аэродинамической трубе; в ряде случаев более полное и строгое представление о Д. и других формах потери устойчивости летательного аппарата дают испытания *динамически-подобной модели*. Повышение жёсткости крыла, главным образом на изгиб, достигаемое ужесточением его композиционными материалами и некоторым рациональным направлением их волокон, позволяет уменьшить темп роста производной  $\{\{c_y^a\}\}$ , уменьшить аэродинамические нагрузки и увеличить критическое значение *скоростного напора*. Опасность другие форм Д. весьма ограничена и при необходимости наиболее просто устраняется рациональным выбором жёсткостных характеристик конструкции.

Г. А. Амирьянц.

Сравнительные характеристики дивергенции крыла обратной стреловидности: *I* — для исходного крыла; *II* — для крыла, ужесточенного композиционным материалом ( $V_I$ ,  $V_{II}$  — критические скорости дивергенции соответственно для исходного и ужесточенного крыла).

**динамика полёта** — раздел *аэромеханики*, изучающий динамические свойства и движение летательного аппарата различного назначения. В Д. п. исследуется движение летательного аппарата как в целом по траектории (траекторное движение), так и движение относительно его центра масс в установившемся и переходном режимах, а также при наличии разного рода возмущений (*возмущённое движение*), *устойчивость* летательного аппарата на различных *режимах полёта* (см. также *Режимы летательного аппарата*) и его управляемость, как при использовании «классических органов управления, так и «новых», появившихся в 80-х гг. (см. *Непосредственное управление подъёмной и боковой силами*).

Все возрастающая скорость полёта и улучшающаяся *манёвренность* летательного аппарата оставляет пилоту всё меньше времени на принятие решения, и его исполнение требует все более широкого использования автоматики. Поэтому в Д. п. значительное внимание уделяется синтезу систем управления (см. *Автоматическое управление*) и эргономике (см. *Эргономика авиационная*) системы «летательный аппарат — человек» (см. *Лётчик*), разработке *систем улучшения устойчивости и управляемости*.

Существенное место в Д. п. отводится разработке методов создания и создания летательного аппарата с заданными *летно-техническими характеристиками* (см. *Аэродинамический расчёт*). Рост скоростей полёта и нагрузок на летательный аппарат и его элементы (крыло и т. п.) привели к тому, что стало необходимым учитывать и в определенной мере исключать влияние на летно-технические характеристики летательного аппарата его упругих свойств (см. *Аэроупругость*). Быстрое развитие средств автоматики позволили приступить к разработке и в конце 80-х гг. создать первые системы, учитывающие это влияние, — *активные системы управления*.

Решение возникающих в Д. п. задач базируется на знании и выборе *аэродинамических*

*характеристик* летательного аппарата (см. также статью *Аэродинамика, Аэродинамические силы и моменты*); параметров силовой установки (типа *двигателей авиационных*, тяги или мощности двигателей, их зависимости от высоты и скорости полёта — см. *Характеристики двигателя*); взаимного расположения элементов летательного аппарата (крыла, оперения, двигателей и т. п. — см. *Аэродинамическая схема*); характеристик атмосферы (см., например, *Атмосферное возмущение, Сдвиг ветра*); характеристик и состава бортового и наземного оборудования (см., например, *Бортовое оборудование, Бустерное управление, Электродистанционная система управления*). При этом проектируемые и разрабатываемые устройству и системы апробируются в виде моделей в аэродинамических трубах и других экспериментальных установках, при полунатурном моделировании на *пилотажных стендах*, натуральных испытаниях в *лётных исследованиях* и доводятся в процессе *лётных испытаний*.

Математической основой **Д. п.** являются теоретическая механика (см., например, *Уравнения движения*), теории устойчивости и систем автоматического регулирования, методы оптимизации и статистические методы анализа и синтеза динамических систем.

**динамическая высота** — высота полёта, превышающая *статический потолок* летательного аппарата. **Д. в.** достигается в динамическом режиме полёта, при котором часть кинетической энергии летательного аппарата переходит в потенциальную. Максимально достигаемая **Д. в.** называют *динамическим потолком* летательного аппарата.

**динамическая жесткость упругой системы** — отношение комплексных амплитуд силы или момента соответствующего смещения (линейного или углового), являющееся функцией частоты колебаний. Для линейных систем (а при некоторых ограничениях и для нелинейных) **Д. ж.**, зависящая от основных параметров системы, полностью характеризует соответствующие динамические свойства системы (в том числе летательного аппарата). Для определения **Д. ж.**, например, при изучении взаимодействия рулевых приводов и органов управления летательного аппарата, наряду с расчётными методами эффективно использование экспериментальных исследований на соответствующих стендах.

**динамический потолок** 1) **Д. п. самолёта** — наибольшая высота, достигаемая самолётом в неустановившемся полёте. В области установившихся режимов полёта (ниже линии *статических потолков*, см. рис.) может быть достигнуто равенство внешних сил, действующих на самолёт. Выше линии статических потолков силы не могут быть уравновешены, поэтому полёт может быть только неустановившимся; переход в эту область возможен лишь путём преобразования части кинетической энергии самолёта в потенциальную. Однако достижение максимальной энергетической высоты, равной максимальной *удельной энергии* самолёта, неосуществимо. Максимальная удельная энергия  $e$  реализуется в горизонтальном установившемся полёте при максимальной тяге двигателей. Для перевода самолёта в режим набора высоты необходимо увеличить угол атаки, что приводит к увеличению аэродинамического сопротивления, в результате чего нарушается баланс сил и производная удельной энергии  $de/dt = Vn_x$  ( $V$  — скорость самолёта,  $n_x$ , — продольная перегрузка) становится отрицательной. Таким образом, переход в область выше линии статических потолков возможен только из тех точек, в которых производная удельной энергии в горизонтальном полёте положительна, то есть из области, лежащей ниже линии статических потолков. Возможно несколько типов такого перехода. Если при максимальной тяге создать угол атаки, при котором тяга уравновешивает сопротивление, то переход будет совершаться по линии  $e = \text{const}$ . Параметры траектории (скорость, высота, угол наклона траектории) будут изменяться, причем максимальное значение угла наклона траектории достигается в точке статического потолка. Для обеспечения максимальной высоты в таком движении выход на него из горизонтального полёта нужно производить из точек границ области, допускаемой по *скоростному напору* или по *Маха числу* полёта  $M\{\infty\}$ . Самолёт может достичь большей высоты, если закон управления усложнить. Движение также должно начинаться из точек границ области при максимальной тяге двигателей. На первом участке полёта угол атаки необходимо выдерживать таким, чтобы обеспечить движение с максимально допустимой

нормальной перегрузкой (если она достигается). По мере увеличения высоты угол атаки увеличивается до значения, максимально допустимого условиями устойчивости полёта, и на остальной части траектории остаётся постоянным. Такой полёт происходит с уменьшением удельной энергии, поэтому после достижения **Д. п.** при снижении самолёт переходит в горизонтальный установившийся полёт в точке области с меньшим значением удельной энергии. Максимальное значение высоты полёта на этой линии является практически достижимым **Д. п.**, если в этой точке области режимов полёта выполняются требования устойчивости, управляемости и обеспечивается работа силовой установки. Использование неустановившихся режимов полёта наиболее эффективно для скоростных самолётов, кинетическая энергия которых составляет большую часть полной энергии. Расчёты и практические рекордные полёты показывают, что для сверхзвуковых самолётов динамический потолок может превышать статический на 10—15 км.

2) **Д. п. вертолёта** — наибольшая высота, достигаемая вертолётom в полёте с поступательной скоростью.

Лит.: Микоян С. А., Динамический метод набора высоты, в сб.: Летчику о практической аэродинамике. М., 1961.

Б. Х. Давидсон.

Диаграммы полёта для достижения динамического потолка: 1 — кривые набора высоты при условии  $\epsilon = \text{const}$  во время полёта; 2 — кривая набора высоты для достижения максимального динамического потолка; 3 — кривая спуска, соответствующая минимальному уменьшению удельной энергии; 4 — граница области режимов полёта, допустимых по скоростному напору (прочности конструкции) или числу  $M\{\{\infty\}\}$ .

**динамически-подобная модель летательного аппарата** — модель летательного аппарата, созданная в соответствии с законом динамического подобия и используемая при исследованиях флаттера и другие явлений *аэроупругости* в *аэродинамических трубах*. Полученные в лабораторных условиях результаты переносятся на натурный летательный аппарат пересчётом. Обычно **Д.-п. м.** геометрически подобна натурному летательному аппарату, имеет такое же распределение масс и жёсткостей и обеспечивает подобие аэродинамических сил (без учёта сил вязкости), а также упругих и инерциальных сил при малых колебаниях около положения равновесия. Все масштабы моделирования однозначно выражаются через 3 основные масштаба; длины  $k_L$ , плотности  $k_p$  и скорости  $k_v$  (при малых скоростях потока в аэродинамической трубе) или скоростных напоров  $k_q$ , (при больших скоростях). И для модели, и для натурного летательного аппарата при пересчёте используется равенство безразмерных *подобия критериев* (чисел Ньютона, Коши, Струхала, Маха). Например, масштабы для масс  $k_M$ , жёсткостей  $k_E$  и частоты колебаний  $k_p$  определяются следующим образом:  $k_M = k_p k_L^3$ ;  $k_E = k_p k_v^2 k_L^4 = k_q k_L^4$ ;  $k_p = k_v k_L^{-1} = k_q k_p$ .

Основные масштабы выбираются оптимальными для моделирования исходя из данных натурального летательного аппарата в пределах, допускаемых параметрами аэродинамической трубы. Имеется несколько основных конструктивных схем **Д.-п. м.**: модель-копия, конструктивно-подобная модель, отсечно-балочная модель. Кроме того, применяют модели комбинированной схемы, упрощённые и схематические.

**Модель-копия** выполняется из того же материала, что и натурный летательный аппарат, с соблюдением всех подробностей конструкции, как её копия, геометрически подобная ей в выбранном масштабе длин  $k_L$ . Масштабы плотности и скорости при этом равны единице, и, следовательно, плотность и скорость потока при испытании модели-копии равны натурным. Такие условия выполнимы не во всех случаях. Имеются и технологические затруднения при изготовлении элементов модели.

**Конструктивно-подобная модель** — модель, силовые элементы которой подобны натурным по жёсткостным и массовым характеристикам, и схема их силового взаимодействия воспроизводит

силовую схему натурны. Но такая модель не копирует натурный летательный аппарат во всех деталях. Существует несколько возможных вариантов такой модели. Например, силовые элементы могут быть выполнены из материала с другим модулем упругости. Получающаяся из-за замены материала разница в массе восполняется так называемыми доводочными грузами. При сохранении подобия по массовым характеристикам такая модель будет Д.-п. м. с масштабом скоростей  $k_v = \left\{ \frac{E_M}{E_N} \right\}^{1/2}$ , где  $E_M$  и  $E_N$  — модули упругости материала модели и натурного летательного аппарата,  $\{E\}$  — приведённый модуль упругости. Такую модель изготавливают из целлулоида, винипласта или других пластиков и исследуют в аэродинамических трубах с малыми скоростями потока. В другом варианте модели площади  $F$  силовых элементов могут быть изменены в  $\{F\}$  раз по сравнению с требованиями геометрического подобия при сохранении их координат в сечениях конструкции. В этом случае масштаб скоростей будет  $k_v \{ (EF)^{1/2} \}$  и, подбирая значения  $\{F\}$  и  $\{E\}$ , можно создать Д.-п. м. с любым (в известных пределах) масштабом скоростей. Возможен вариант, в котором при изменении относительной толщины профиля крыла в  $\{H\}$  раз ( $\{H\} > 0,8$ ) характеристики жёсткости его сечений изменяются примерно в  $\{H\}^{-2}$  раз; масштаб скоростей будет  $k_v \{ (EFH)^{-2} \}$ . Выбирая  $k_v$  и комбинируя величины  $\{E\}$ ,  $\{F\}$ ,  $\{H\}$  или заменяя только некоторые из них, можно в большинстве случаев подобрать такие их значения, при которых будут удовлетворены и требования эксперимента, и условия, диктуемые технологией изготовления.

**Отсечно-балочные модели** (см. рис.) — модели, в которых элементы летательного аппарата (крыло большого строительного удлинения, фюзеляж и т. п.) схематизируются так называемыми эквивалентными балками. Жёсткостные характеристики такой балки воспроизводятся упругим стержнем лонжерона; геометрические формы создаются жёсткими отсеками, моделирующими также и массовые характеристики. Эти отсеки, разделённые между собой щелями, передают на лонжерон инерционные и аэродинамические силы и жёстко закреплены на нём так, что следуют за перемещениями лонжерона, но не стесняют его деформации и не искажают жёсткостные характеристики. Массовые характеристики воспроизводятся распределением масс по условиям подобия. Эти модели относительно просты, удобны и дают хорошие результаты при моделировании.

**Модели комбинированной схемы** используются для тех участков конструкции, к которым отсечно-балочная схема моделирования не применима. При этом упругие свойства элементов в ряде случаев можно воспроизводить путём приближённого копирования основных силовых элементов или заменой этой конструкции другой упругой системой с приближённо эквивалентными характеристиками. Такой приём применим, например, для узла сочленения крыла с фюзеляжем, для корневых участков крыльев большой стреловидности, для подмоторных рам.

Некоторые сложные по силовой схеме участки конструкции, жёсткости которых трудно определить расчётом, можно выполнить на модели конструктивно-подобными, применяя материал с малым модулем упругости. Упрощённые и схематические модели применяются в тех случаях, когда нет необходимости добиваться полного подобия по массовым и жёсткостным характеристикам. Так, иногда можно жёсткостные характеристики крыла малого удлинения моделировать характеристиками пластины. В других случаях, например, при установке тяжёлого агрегата на конце крыла, можно не выдерживать подобия крыла по массам, ограничиваясь подобием по жёсткости. Такие модели обычно применяют при предварительных исследованиях летательного аппарата.

*Лит.:* Альхимович Н. В., Попов Л. С., Моделирование флаттера самолета в аэродинамических трубах, М., 1947 (ЦАГИ, Труды, №623); Седов Л. И., Методы подобия и размерности в механике, 10 изд., М., 1987.

Е. Ц. Соболев.

Общий вид отсечно-балочной модели.

**динамическое давление** — используемое в зарубежной литературе, но не рекомендуемое в отечественной название *скоростного напора*.

**диполь** (от греческого di- — приставка, означающая дважды, двойной,  $\rho\{\{0\}\}$  — полюс) **гидродинамический** — точечная особенность в поле *безвихревого течения* идеальной несжимаемой жидкости, которая представляет собой предельное состояние источников и стоков равной интенсивности  $Q$ , когда расстояние между ними  $l\{\{\rightarrow\}\}0$ , а  $Q\{\{\rightarrow\infty\}\}$  таким образом, что произведение  $Q \cdot l = M = \text{const}$ . Постоянная  $M$  называется **моментом Д.** и является векторной величиной, так как она зависит от ориентации линии, соединяющей источник и сток в процессе предельного перехода и называемой осью Д. Как источник и сток, Д. является математической моделью и используется в аэро- и гидродинамике для анализа потенциальных течений; другие название Д. — дублет. На основе двух Д. в результате аналогичного предельного перехода можно получить особенность более высокого порядка, которая называется **мультидиполем** или **мультидублетом**.

В плоском случае в плоскости комплексного переменного  $z = x + iy$  течение от Д., расположенного в точке  $z_0$ , ось которого составляет угол  $\{\{\alpha\}\}$  с осью  $x$ , описывается комплексным потенциалом

**{{формула}}**

где  $\{\{\phi\}\}(x, y)$  — потенциал скорости,  $\{\{\psi\}\}(x, y)$  — функция тока. Схематическая картина линий тока (сплошные линии  $\{\{\psi\}\} = \text{const}$ ) и эквипотенциальных линий (штриховые линии  $\{\{\phi\}\} = \text{const}$ ) для Д. ( $z_0 = \{\{\alpha\}\} = 0$ ) показана на рис. В рассматриваемом течении расход жидкости через произвольный замкнутый контур, охватывающий Д., равен нулю; это свойство делает Д. очень удобным для анализа обтекания тел. Так, например, если в однородный набегающий со скоростью  $V\{\{\infty\}\}$  поток поместить Д. с  $M = 2\{\{\pi\}\}V\{\{\infty\}\}$ , то суммарное течение будет соответствовать обтеканию кругового цилиндра единичного радиуса. Понятие Д. используется также при анализе течений идеальной сжимаемой жидкости на основе линеаризованных уравнений (см. *Линеаризованная теория течений*).

В. А. Башкин.

**директорное управление самолётом** — способ управления, при котором для стабилизации движения самолёта на заданной траектории лётчик выполняет индицируемые ему директорным прибором команды о необходимых воздействиях на органы управления. Индикаторы команд Д. у. совмещаются с указателями положения самолёта относительно горизонта и заданной траектории, а также с указателем скольжения в командно-пилотажных приборах (см. рис. в статье *Пилотирование по приборам*). Д. у. существенно упрощает процесс пилотирования по приборам и применяется главным образом при взлёте, заходе на посадку и уходе на второй круг.

Команда управления формируется как разность текущего и заданного значений выбранного для Д. у. параметра короткопериодического движения самолёта, например, углов *крена* и *тангажа* (или *нормальной перегрузки*). Выдаваемое значение параметра Д. у. является суммой сигнала отклонения от траектории и сигнала скорости его изменения. Конструктивно принцип Д. у. реализуется в директорных системах траекторного управления, включающих вычислитель команд управления, контрольно-пилотажный и навигационно-плановый приборы. Чаще всего директорная система входит в состав бортовой системы автоматического управления (см. *Автоматическое управление*).

Лит.: Михалев И. Д., Окоёмов Б. Н., Чукулаев М. С., Системы автоматического управления самолётом, 2 изд., М., 1987.

**дирижаблестроительный учебный комбинат** (ДУК) — был образован в 1933 в системе ГВФ в г. Тушине под Москвой на базе Московского дирижаблестроительного института, воздухоплавательного факультета Ленинградского учебного комбината ГВФ и

Воздухоплавательной школы ГВФ. Включал Воздухоплавательную школу и Дирижаблестроительный институт. Школа готовила пилотов аэростатов и дирижаблей и техников по их эксплуатации, а институт — инженеров-дирижаблестроителей широкого профиля. ДУК в сотрудничестве с «Дирижаблестроем» принимал участие в научно-исследовательских работах и конструкторских разработках в области воздухоплавательной техники. В 1935 комбинату было присвоено имя *К. Э. Циолковского*. В числе выпускников ДУК *Г. И. Гольшев, Н. С. Гудованцев, С. В. Дёмин, А. Ф. Крикун, И. В. Паньков, Г. П. Свищёв, В. А. Установич, В. В. Уткин, А. А. Фомин*. В 1939 в связи со свёртыванием дирижаблестроения в стране ДУК был расформирован — Воздухоплавательная школа закрыта, а институт реорганизован в Московский институт инженеров ГВФ, который послужил базой для создания в 1940 *Московского авиационного технологического института*.

**«дирижаблестрой»** — специализированное предприятие по опытному строительству и эксплуатации *дирижаблей*. Основан в конце 1931 в Москве в системе ГВФ, в 1932 переведено в г. Долгопрудный Московской области, где ему была передана дирижабельная база Осоавиахима. Сюда же были перебазированы ранее созданные в СССР дирижабли «Комсомольская правда» и В-1. В «Д.» были построены и проходили опытную эксплуатацию дирижабли В-2 (объёмом 5000 м<sup>3</sup>), В-3 (6500 м<sup>3</sup>), В-5 (2168 м<sup>3</sup>), В-6 (18500 м<sup>3</sup>), В-7, В-7 бис, В-8 (все объёмом 9150 м<sup>3</sup>), В-10 (3700 м<sup>3</sup>). Были созданы модернизированные варианты дирижаблей «Комсомольская правда» (получил название В-4) и В-1 (В-1бис и В-12). Был проведён ряд значительных опытно-конструкторских работ, в том числе построен макетный цельнометаллический дирижабль, в конструкции которого была реализована одна из идей *К. Э. Циолковского* — применена оболочка из тонкостенных гофрированных листов из нержавеющей стали. В «Д.» работали такие учёные и конструкторы, как *Б. А. Гарф, М. М. Кулик, У. Нобиле, А. И. Путилов, Р. В. Пятышев, Г. П. Свищёв, воздухоплаватели Н. С. Гудованцев, С. В. Дёмин, И. В. Паньков, С. А. Попов, В. А. Устинович* и др. В 1936 производственная база «Д.» была передана в Наркомтяжпром (завод №207), а эксплуатация и подготовка лётных кадров остались за ГВФ. В начале 1940 работы по дирижаблям на предприятии были прекращены.

**дирижабль** (от французского *dirigeable* — управляемый) — управляемый *аэростат*. Имеет удлиненный обтекаемый корпус, наполненный подъемным газом (гелий, водород или тёплый воздух), создающим аэростатическую подъемную силу. Воздушные винты, приводимые во вращение двигателями, сообщают *Д.* поступательную скорость 60—120 км/ч (скорость может быть и несколько большей). В кормовой части корпуса устанавливается оперение, состоящее из неподвижных поверхностей (стабилизаторов), рулей направления и высоты. Корпус *Д.* совместно с кормовым оперением способен создавать аэродинамическую подъемную силу, что позволяет сочетать лётно-технические характеристики аэростата и самолёта. В нижней части корпуса располагаются *гондола* с кабиной управления, помещения для пассажиров и экипажа, топлива и специального оборудования. Двигательные установки с винтами обычно размещаются на корпусе или гондоле. Полеты *Д.* проводятся на высоте до 3 км, в отдельных случаях — до 6 км.

По типу конструкции корпуса и оболочки различают (рис. 1): *жёсткие дирижабли* и нежёсткие (*полужёсткие дирижабли, мягкие дирижабли* и разновидность последних — *полумягкие Д.*). Основные данные некоторых жёстких, полужёстких и полумягких *Д.* приведены в таблицах 1—3.

Взлёт *Д.* происходит в результате сброса балласта, а спуск — вследствие частичного выпуска подъемного газа, при этом форма и жёсткость корпуса сохраняются путём пополнения воздуха в *баллонетах*. Вертикальный взлёт, висение и вертикальный спуск *Д.* могут также осуществляться изменением вектора тяги винтов.

В свободном полёте (то есть при неработающих движителях) устойчивость и управляемость *Д.* обеспечиваются только аэростатической подъемной силой заключённого в его корпус газа.

В управляемом полёте устойчивость и управляемость *Д.* в горизонтальной плоскости обеспечиваются стабилизаторами и рулями направления, а при использовании движителей с

изменяемым вектором тяги также и воздушными винтами, в вертикальной плоскости — изменением аэродинамической подъёмной силы оперённого корпуса (путём изменения углов атаки и углов поворота рулей высоты) и вектора тяги движителей.

Изменением объёма газа в носовых и кормовых баллонетах нежёстких Д. достигается изменение угла атаки при аэродинамическом взлёте с разбегом. При полёте с углом атаки благодаря аэродинамической подъёмной силе оперённого корпуса подъёмная сила Д. может увеличиться или уменьшиться на 10—30% по сравнению с аэростатической.

Д. представляют собой совершенные инженерные конструкции, обладают высокой надёжностью. Вес конструкции, приходящийся на 1 м<sup>3</sup> воздухоизмещения Д., составляет 4—6 Н. Достоинства Д.: большая дальность и длительность полёта, способность осуществлять вертикальный взлет, посадку, свободный дрейф в атмосфере, длительное «зависание» над заданным местом, экологическая чистота. Недостатки: существенно меньшие, чем у самолёта, скорость полёта и транспортная производительность, чувствительность к метеорологическим условиям, необходимость специальных наземных сооружений — причальных мачт и эллингов.

**Историческая справка.** 24 сентября 1852 совершил первый полёт Д. объёмом 2,5 тысячи м<sup>3</sup> конструкции *А. Жиффара* (1 на рис. 2) с воздушным винтом, приводимым во вращение паровой машиной, наибольшая мощность которой (2,2 кВт) не позволяла этому Д. летать даже при слабом ветре. В 1872 был испытан в полёте Д. объёмом 3,8 тысяч м<sup>3</sup> французского инженера-судостроителя *С. А. Л. Дюпюи де Лома* с мускульным приводом винта (2). В том же году в Австрии Хейлейном был построен и испытан Д. объёмом 2,4 тысячи м<sup>3</sup>, длиной 50,4 м, с корпусом, наполненным светильным газом (3). Мощность двигателя этого Д. была около 4 кВт, скорость полёта не превышала 5 м/с. В 1883 летал Д. объёмом 1,06 тысячи м<sup>3</sup> *Г. Тиссандье* и его брата (4), оснащённый электродвигателем и гальваническими элементами, а в 1884 — Д. «Франция» *Ш. Ренара* и *А. Кребса* объёмом около 2 тысяч м<sup>3</sup> (5); по существу эти полёты были первыми управляемыми. Для поддержания удлинённой обтекаемой формы корпуса Д. использовались баллонеты. Кроме рулей направления в конструкцию оперения Д. стали включать и стабилизаторы. Наряду с мягкими Д. начали проектировать, а затем и строить жёсткие и нежёсткие Д.

В России ряд интересных проектов Д. был сделан *В. Н. Архангельским*, *О. К. Костовичем*, *А. И. Лодыгиным*, *Н. М. Соковниным*, *И. И. Третеским*, *К. Э. Циолковским* и др. В 1893—1994 в учебно-воздухоплавательном парке в Петербурге по проекту австрийского изобретателя Д. Шварца строился первый в мире цельнометаллический Д. объёмом 3,85 тысяч м<sup>3</sup>, длиной 47,6 м (6), который был достроен в Германии, где в 1897 совершил полёт.

Первые Д., способные летать против ветра со скоростью до 15 м/с, были созданы во Франции и Германии. Полёты первого немецкого жёсткого каркасного Д. конструкции *Ф. Цеппелина* успешно состоялись в 1900. Д. LZ-1 объёмом 11,3 тыс. м<sup>3</sup> (7) развивал скорость до 28 км/ч. В 1906 Д. LZ-3 такого же объёма, как LZ-1, летал со скоростью 39,6 км/ч, имея при этом запас топлива на 41 ч полёта. Во Франции в 1902 братьями *Полем* и *Пьером Лебоди* построен первый полужёсткий Д. объёмом 2,3 тысячи м<sup>3</sup>, длиной 53 м (8), купленный военным ведомством. Годом раньше *А. Сантос-Дюмон* на Д. №6 своей конструкции (9) облетел вокруг Эйфелевой башни со скоростью 25 км/ч и вернулся к месту взлёта.

Под влиянием достигнутых во Франции и Германии успехов строительство Д. началось также в Великобритании, Италии и России. К началу Первой мировой войны в Европе строились Д. нескольких типов. В России в 1908—1915 было создано 9 Д., лучшими из которых были «Альбатрос II» объёмом 9,6 тысяч м<sup>3</sup>, длиной 77 м (10) и «Гигант» объёмом около 21 тысячи м<sup>3</sup>, длиной 114 м (11). Кроме того, Д. закупались во Франции и Германии. К началу Первой мировой войны Россия имела 14 воздушных кораблей. Д. могли летать со скоростью до 70 км/ч, длительность полёта (автономия) достигала 30 ч. На вооружении Германии было 15 Д., Италии — 10, Великобритании — 7 и Франции — 5.

В годы Первой мировой войны Д. использовались для проведения бомбардировочных операций, дальних разведок, эскортирования судов, поиска и уничтожения подводных лодок. Применявшиеся в Великобритании, Франции, Италии, Германии и США мягкие и полужёсткие Д. объёмом от 2 до 31 тысячи м<sup>3</sup> летали со скоростью 60—100 км/ч, имели автономию 50—100 ч. Наиболее известным был немецкий полужёсткий Д. PN-27 (31,3 тысячи м<sup>3</sup>, длина 158 м) для Военно-морского флота (12). За время войны в Германки было построено около 100 жёстких Д. объёмом от 35 до 68 тысяч м<sup>3</sup>, которые со скоростью до 100—130 км/ч могли летать на высотах 4—6 км. Масса груза Д. объёмом 68 тысяч м<sup>3</sup> составляла 32—34 т. Длительность полёта достигала 100 ч, а дальность — 6000 км. Всего за время Первой мировой войны было построено около 500 Д., в том числе 120—130 жёстких. В конце войны в строю оставалось около 300 Д.

Существовавшие в 20-х гг. самолёты не могли обеспечить межконтинентальные воздушные сообщения. Это стимулировало в ряде стран интерес к организации воздушных линий на больших Д. Возможности таких линий основывались на опыте успешной эксплуатации английского жёсткого Д. R-34 объёмом 55 тысяч м<sup>3</sup>, совершившего в июле 1919 первый полёт через Атлантический океан (из Великобритании в США), и дальних полётов немецких Д. В 1919 в Германии был построен жёсткий транспортный Д. LZ-120 («Бодензее») объёмом 22 тысячи м<sup>3</sup>, длиной 120,8 м (13). В Великобритании и Франции в начале 20-х гг. стали разрабатывать жёсткие транспортные Д., а в США военные Д. различных типов для нужд Военно-морского флота.

В Италии в 1918—1928 создавались полужёсткие Д. В 1921—1923 под руководством У. Нобиле был построен полужёсткий Д. N-1 объёмом около 19 тысяч м<sup>3</sup>, длиной 109 м (14). В конце 1925 его продали Норвегии и переименовали в «Норге». Весной 1926 Д. «Норге» совершил перелёт из Рима до Кингс-Бея на Шпицбергене протяжённостью 7250 км (с четырьмя посадками), 11 мая 1926 с экипажем 15 человек перелетел через Северный полюс, совершив посадку в Теллере на Аляске. Расстояние 5300 км от Кингс-Бея до Теллера было пройдено за 71 ч со средней скоростью 75 км/ч. С 1931 в Италии Д. не строились.

В США после Первой мировой войны интерес к Д. определялся их потенциальными возможностями проводить дальние морские разведки, охрану побережья, эскортирование судов, поиск подводных лодок, осуществлять дальние коммерческие и военные перевозки. В 1922—1923 в США по типу немецкого Д. LZ-69 был построен жёсткий Д. «Шенандоа» объёмом 76 тысяч м<sup>3</sup>, который использовался для полётов в 1924—1925. 4 сентября 1925 он потерпел катастрофу, попав во время полёта в шторм. Построенный в Германии в 1924 по заказу США жёсткий Д. LZ-126 объёмом 79,5 тысяч м<sup>3</sup> успешно эксплуатировался 8 лет в Военно-морских силах США. В дальнейшем, до Второй мировой войны, в США разрабатывались и эксплуатировались полумягкие Д. объёмом до 12 тысяч м<sup>3</sup> для Военно-морского флота и небольшие коммерческие Д. Были построены два экспериментальных цельнометаллических Д.: ZMG-2 объёмом 5,72 тысяч м<sup>3</sup>, длиной 45,54 м (15) и «Слейт» (9,54 тысяч м<sup>3</sup>).

Во Франции в 20-х — начале 30-х гг. проводились исследования по использованию жёстких Д. На дирижабле «Диксмюде» (62 тысячи м<sup>3</sup>) в 1923 французы установили мировой рекорд продолжительности полёта 118 ч 40 мин. В 1931 был создан гибридный Д. (геликостат) конструкции Эмишена объёмом 1,1 тысячи м<sup>3</sup> (16). Мягкие и полужёсткие Д. строились и применялись во Франции до 1938.

В 1928 в Германии для арктических полётов был построен жёсткий Д. LZ-127 «Граф Цеппелин» (17), способный летать со скоростью до 130,3 км/ч и без посадки перевозить 20 пассажиров на расстояние до 10 тысяч км. В 1929 он совершил кругосветный полёт протяжённостью 35 тысяч км с тремя посадками, в 1930 прилетал в Москву, а в 1931 совершил арктический перелёт, проведя тщательный осмотр и фотографирование островов и бухт земли Франца-Иосифа. С 1928 на Д. LZ-127 осуществлялись регулярные пассажирские рейсы между Германией и Бразилией (10—11 тысяч км) и Германией и США. С 1928 по 1937 он совершил 136 полётов в Южную Америку и 7 в США. Всего Д. LZ-127 за 590 полётов, покрыв 1700 тысяч км, перевёз 13 тысяч пассажиров.

Общий налёт его составил 17177 ч. Строительство транспортных Д. продолжалось в Германии до 1939.

В Великобритании проекты коммерческого использования Д. стали разрабатываться с 1919. В 1925—1929 для пассажирских перевозок было построено два жёстких Д.: R-100 и R-101 (18). Д. R-101 был рассчитан на перевозку 50 пассажиров и 7 т груза по маршруту Англия — Индия — Австралия. 4 октября 1930 он был направлен в полёт в Индию, хотя не были проведены полностью его лётные испытания и устранены конструктивные недостатки. Пролетая над Францией на высоте всего 100 м, Д. попал в дождь и нисходящим потоком был прижат к земле, от удара возник пожар. После этой катастрофы Д. в Великобритании не строились.

Германо-американская компания «Гудьир-Цеппелин», созданная в США, построила в 1926—1933 для военно-морского флота два жёстких Д. «Акрон» (19) и «Мейкон» объёмом по 209 тысяч м<sup>3</sup>. Имея крейсерскую скорость 92,6 км/ч, эти Д. могли совершать полёты продолжительностью 140—150 ч, в их внутренних ангарах могло находиться от 4 до 7 разведывательных самолётов, Д. «Акрон» в 1931—1933 совершил 51 полёт, пробыв в воздухе 1131 ч. В 1933 во время полёта в шторм, снизившись на малую высоту, он был прижат к воде и потерпел катастрофу. Аварии и катастрофы больших Д. в США в 30-х гг., а также развитие транспортной авиации снизили интерес к дальнейшему применению Д. Использование же военных нежёстких Д. объёмом до 20 тысяч м в США не прекращалось.

В России в 1920 в Петрограде совершил ряд полётов Д. «Астра» объёмом 10,5 тысяч м<sup>3</sup>, переименованный в «Красную звезду», а в 1923 — Д. «VI октябрь» объёмом 1,7 тысяч м<sup>3</sup>. В 1924 в Москве под руководством *Н. В. Фомина* и при участии *А. Н. Туполева* был создан мягкий Д. «Московский химик-резинщик» объёмом 2,5 тысячи м<sup>3</sup>, летавший в 1925—1928, а на его основе в 1930 — Д. «Комсомольская правда» (2,5 тысячи м<sup>3</sup>, длина 47,5 м). В 1932 в Центральном аэрогидродинамическом институте и на заводе «Каучук» был построен Д. В-1 объёмом 2,2 тысячи м<sup>3</sup> длиной 45 м (20).

В 1932 в «Дирижаблестрое» были созданы мягкие Д. В-2 объёмом 5 тысяч м<sup>3</sup> и В-3 объёмом 6,5 тысяч м<sup>3</sup> длина 63,5 м (21). В 1932—1934 под руководством *У. Нобиле* были построены учебно-экспериментальный, полужёсткий Д. В-5 объёмом 2158 м<sup>3</sup>, длиной 47,5 м и полужесткий пассажирский Д. В-6 (22). На Д. В-6 в сентябре 1937 совершён рекордный по продолжительности полёт — 130 ч 27 мин, что на 11 ч 47 мин превысило рекорд, достигнутый во Франции в 1923 на Д. «Диксмюде». 6 февраля 1938 Д. В-6 в тумане налетел на необозначенную на карте гору в районе г. Кандалакша, что привело к катастрофе и гибели 19 человек команды. Спаслись 13 человек.

В 1934 был построен полужёсткий Д. В-7 объёмом 9,15 тысяч м<sup>3</sup>, длина 78 м (23), предназначенный для морской разведки. Под руководством *М. М. Кулика* был разработан и построен учебно-тренировочный полумягкий Д. В-10 (1937) объёмом около 3,7 тысяч м<sup>3</sup>. В 1939 проводилась модернизация Д. В-1, объём которого стал 2,9 тысяч м<sup>3</sup>.

В 1932—1940 советские Д. совершали полёты вокруг Москвы, в Ленинград, Петрозаводск, Архангельск, Свердловск, Севастополь и другие города. В 1933 разрабатывался полужёсткий Д. ДП-5 (см. таблицу 2). В 1935 был построен, но не собран полужёсткий Д. ДП-9. В 1935—1940 проходил испытания полужёсткий Д. ДП-16. Весной 1940 работы по строительству и эксплуатации Д. в СССР были прекращены, возобновились в 1942.

Во время Второй мировой войны Д. применялись в США и СССР. В США в конце 1941 было 10 небольших Д. Большие потери флота побудили конгресс США принять программу строительства 200 полумягких Д. для эскортирования судов и охраны побережья. Строились Д.: учебные объёмом 3,5 тысячи м<sup>3</sup>, разведчики объёмом 5 тысяч м<sup>3</sup>, для крейсерских полётов (типа «К») объёмом 12 тысяч м<sup>3</sup> и дальних крейсерований (типа «М») объёмом 18 тысяч м<sup>3</sup>. В основном создавались полумягкие Д. типа «К» (24), которые имели максимальную скорость 120 км/ч. На крейсерской скорости 92,5 км/ч они могли летать 50 ч, пролетая 3500—4000 км. За время войны

американские Д. совершили более 55900 полётов (свыше 550 тысяч ч).

В СССР в 1942—1947 Д. применялись как газовозы (доставляли водород для наполнения привязных аэростатов, используемых для подготовки парашютистов) и для специальных полётов. В 1944 под руководством *Б. А. Гарфа* был спроектирован и построен Д. «Победа» (25), а в 1946 — Д. «Патриот» (26), летавший в 1947.

После окончания Второй мировой войны дирижабельный флот США был значительно сокращён. В 1950-е гг. для противолодочной оборон разрабатывались полумягкие Д. ZPG-2, ZPG-2W и ZPG-3W (27). Новые Д. были оборудованы локаторами и специальной магнитной и акустической аппаратурой для использования в противовоздушной обороне и противолодочной оборон. В 50-х гг. в Военно-морском флоте было около 50 Д. объёмом от 13 до 42 тысяч м<sup>3</sup>. Д. ZPG-2, ZPG-2W и ZPG-3W в 1958—1961 выполняли полёты продолжительностью 100—200 ч во время снегопада, тумана и при ветрах скоростью до 30 м/с.

В 1961 американские военные Д. были сняты с вооружения, материальная часть законсервирована. В 1950—70-х гг. в США и Западной Европе эксплуатировалось 4—5 Д. объёмом 5—5,6 тысяч м<sup>3</sup> для рекламных, телевизионных и прогулочных целей (28). Интерес к гражданскому и военному использованию Д. возобновился в конце 60-х гг. в связи с проблемами энергетического кризиса и необходимостью решения задач, в недостаточной мере решаемых другими летательными аппаратами. Проведённые исследования Д. с различными формами корпуса, типами и площадью оперения и движительными установками с изменяемым вектором тяги показали, что летно-технические, и эксплуатационные характеристики Д. могут быть улучшены. Из-за малой скорости и низкой производительности Д. для перевозки пассажиров на дальние расстояния нерентабельны. Возможна перевозка крупногабаритного оборудования массой 50—500 т на расстояние в несколько тысяч км. Кроме того, Д. могут использоваться для разведки над морем, длительных инспекционных полётов и др. Работы по исследованию и строительству Д. проводятся в США, Великобритании, Германии, Японии, Франции. В 1969 в Великобритании был построен опытный Д. SKS-500, имеющий движители с изменяемым вектором тяги, обеспечивающие ему вертикальный взлёт, висение и вертикальный спуск. К концу 1988 английской фирмой «Скайшип» было построено 15 Д. SKS-500 и SKS-600 объёмом 6,57 тысяч м<sup>3</sup>, длиной 59 м (29), используемых в Западной Европе, США, Австралии, Японии для рекламы, радиовещания, прогулочных полётов и др. В США, Франции и Великобритании проводятся работы по новым экспериментальным аэростатическим аппаратам, в том числе высотным беспилотным Д., способным длительное время летать на высоте 18—21 км, и различным тепловым Д. (30 и 31). Продолжаются изыскания конструкций геликостатов (см. *Гибридный летательный аппарат*). В России выполняются исследования перспективных Д. различного назначения.

*Р. В. Пятыйшев. Г. П. Свищёв.*

Табл. 1 — Жёсткие дирижабли

Основные данные	R-100, Великобри-тан-ия	R-101, Великобри-тан-ия	LZ-120, Герман-ия	LZ-126, Герман-ия	LZ-127, Герман-ия	LZ-129, Герман-ия	LZ-130, Герман-ия	LZ-132, Герман-ия	«Мэ-кон» ZR S-5, США	Д-100 (проект, 1939), СССР
Начало эксплуатации	1929	1929	1920	1924	1928	1936	1938	-	1933	-

, год										
Объём внешний, тыс. м <sup>3</sup>	156, 3	180, 1	24,2	79, 5	122	217	217	259	209, 5	118, 1
Объём газовый, тыс. м <sup>3</sup>	145, 8	156	22,0	73, 5	110, 4	200	200	240	194	107, 7
Длина, м	216, 1	236, 8	120, 8	200	236, 5	245, 1	246, 1	266	239, 3	201, 6
Диаметр, м	40,5	40,2	18,7	27, 6	30,5	41, 1	41,1	42	40,6	33,9
Подъёмный газ	Вод оро д	Вод оро д	Вод оро д	Вод оро д	Вод оро д	Вод оро д	Вод оро д	Вод оро д	Гел ий	Гели й
Аэростатическая подъёмная сила, кН	148 1,0	158 4,0	225, 6	753 ,4	115 6,6	202 5,8- 213 5,6	211 9	241 3,3	179 3— 189 8,0	1086 ,0
Полезная аэростатическая подъёмная сила*, кН	458, 1	424, 8	80,4 — 98,1	370 ,8	522, 9	884 ,9	912, 3	-	730, 8	405, 1
Масса конструкции, т	105, 7	119, 7	13 — 14,8	39	59 — 62,1	118, 8	116	-	109, 8	61,0
Число двигателей	6	5	4	6	5	4	4	4	8	4
Общая мощность двигателей, кВт	291 0- 294 0	239 0	707	147 0— 188 0	202 0	324 0	309 0	529 0	330 0	3060

Максимальная скорость, км/ч	132	124	123	123 — 127	130, 3	133 — 144	135 — 152	161	140, 1	152
Крейсерская скорость, км/ч	93 — 117	93	103	117	117	125 — 128	123 — 128	135	92,6 — 101, 9	123
Масса топлива, т	30 — 34,8	27	4,1	26, 3	41,0	60, 5— 70	62,7 — 70	62	52 — 68	32,9 5
Экипаж, чел.	40	42	6	24	37	52	52	40	60	32— 34
Пассажиры, чел.	100	50	30	20 — 30	20	50- 70	-	100	-	50
Масса груза, т	-	> 7	< 5	> 5	0,1	5— 8	-	40	< 5— 19	20
Продолжительность полёта, ч	88	100	20 — 30	110	145	> 140	> 140	> 140	75 — 160	100
Дальность полёта, км	700 0— 820 0	800 0— 930 0	220 0— 320 0	800 0— 120 00	140 00 — 170 00	160 00	160 00	160 00	900 0— 140 00	1200 0

\* На высоте 500 м. \*\* Постройка не была закончена

Табл. 2 — Советские полужесткие дирижабли

Основные данные	В-8	В-6	ДП-9**	ДП-5 (проект. 1933)
Начало эксплуатации, год	1936	1934	-	-
Объем газовый (подъемный газ — водород), тыс. м <sup>3</sup>	9,85	19,4	25,2	50,0
Длина, м	78	104,5	107,5	152,25
Диаметр, м	15,4	18,38	21,39	25,06
Аэростатическая подъемная сила*, кН	98,6	190,3— 199,1	251,1	441,4
Полезная подъемная сила*, кН	36,88	72,6— 81,4	90,25	166,8
Масса конструкции, т	6,29	12	16,4	28
Число двигателей	2	3	2	3
Общая мощность двигателей, кВт	515	530	1290	1660
Максимальная скорость, км/ч	128	109,8	125	127
Крейсерская скорость,	104	92— 97,5	106	107

км/ч				
Масса топлива, т.	2,8	4,66	4,3—6,7	13,5
экипаж, чел	6	10	14	18
Пассажиры, чел	-	16	16—24	24—50
масса груза, т	0,957	0,3—0,5	0,1—0,5	1,2
продолжительность полёта, ч	28	40—50	32	43,5
Дальность полёта, км	3000	4000—4600	3400	4600

\* На высоте 600 м. \*\* Постройка не была закончена (1938)

Табл. 3 — Полумягкие дирижабли

Основные данные	B-10 (ДП-15), СССР	«Патриот», СССР	L, США	«Победа», СССР	O, США	«Европа», США	SKS-500, Великобритания	K, США	ZPG-2, США	ZPG-3W, США
Начало эксплуатации, год	1937	1947	1938	1944	1936	1972	1981	1939	1956	1959
Назначение	Учебно-транспорт	Учебно-транспорт	Учебно-транспорт	Учебно-транспортный, газозов	Учебно-транспорт	Рекламно-телевизион	Транспортный	Патрульный	Противолодочный	Противолодочный и для ПВО

	нсп орт ный	тны й	нсп орт ный		нсп орт ный	ный		й		
Объём газовый, тыс, м3	3,68	3,35	3,45	5,0	5,5 7	5,74	5,13	12	27,6	42,19
Длина, м,	48,4	47	45	54	58, 7	56,67	50	76, 8	104,6	122,8
Диаметр, м,	12,1	11,8	11,5	13,6	13, 8	14	14	17, 6	22,8	25,9
Подъёмн ый газ	Вод оро д	Вод оро д	Гел ий	Водород	Гел ий	Гелий	Гелий	Ге ли й	Гелий	Гелий
Аэростати ческая подъёмна я сила*, кН	37,4 7	33,7 5	32,0 8	50,91	52, 97	51,01 — 54,64	19,05	1 13, 79 — 11 5,7 6	266,83	395,3
Масса конструкц ии, т,	2,87	2,38	2,55	3,49	3,4 7— 3,5 7	4,33	3,25	8,7 7	17,25	26,2
Полезная аэростати ческая подъёмна я сила*, кН	9,81	10,8 9	7,55	17,36	17, 6— 19, 62	13,44 — 17,66	17,8	29, 4 — 31, 4	100,5	143
Число двигателе	2	2	3	2	2	2	2	2	2	2

й										
Общая мощность двигателей, кВт,	162	221	213	206	324	309	304	62 5	1180	2240
Максимальная скорость,	97,5	96,5	96 — 104	106	91	91	104	12 0	135	152
Крейсерская скорость, км/ч	82,5	81	74 — 80	88	77	76	91— 97	99	110	128
Аэродинамическая подъёмная сила, кН	0	0	2,23 — 3,1	0	4,4 5	1,86	6,2	10, 3	27,3	46,8— 77,4
Суммарная полезная подъёмная сила, кН,	9,81	10,8 9	9,78 — 10,6 5	17,36	22, 05 — 24, 5	15,3 — 19,5	24,0	39, 7 — 41, 7	127,8	189,8— 220,4
Отношение аэродинамической подъёмной силы к полётному весу, %	0	0	8,9	0	7,8	3,6	11,3	8,1	9,1	10,6— 16,4
Экипаж, чел.	3— 6	2	2	4	7	1	1-2	8- 10	10-14	14-15
Пассажир	-	3	4	4—8	-	6	10	-	-	-

ы, чел.										
Масса груза, т	-	-	-	-	-	-	1,5	До 1,6	7,6	10,7—13,9
Масса топлива, т	0,41	0,71	0,3—0,61	1,53	0,61—0,71	0,6—0,8	0,2—0,4	2,5—2,7	3,2—6,0	5,37—7,35
Продолжительность полета, ч	10,6	15,6	7,5—15	25,2		10—13	6,0	22	26	7—22
Дальность полёта, км	875	1250	600—1200	2300	-	760—1000	600	2300	2300	1000—3000

\* На высоте 500 м.

Рис. 1. Конструктивные схемы дирижаблей: а — жёсткого; б — полужёсткого; в — полумягкого.

Рис. 2. Дирижабли: 1 — А. Жиффара (Франция, 1852); 2 — С. А. Л. Дюпюи де Лома (Франция, 1872); 3 — Хейлейна (Австрия, 1872); 4 — братьев Г. и А. Тиссандье (Франция, 1883); 5 — «Франция» Ш. Ренара и А. Кребса (Франция, 1884); 6 — Д. Шварца (Германия, 1897); 7 — LZ-1 конструкции Ф. Цепелина (Германия, 1900); 8 — братьев П. и П. Лебоди (Франция, 1902); 9 — Сантос-Дюмона №6 (Франция, 1901); 10 — «Альбатрос II» (Россия, 1913); 11 — «Гигант» (Россия, 1915).

Рис. 2. Дирижабли: 12 — PN-27 (Германия, 1917); 13 — LZ-120 (Германия, 1919); 14 — N-1 (Италия, 1923); 15 — ZMG-2 (США, 1929) ; 16 — Эмишена (Франция, 1931); 17 — LZ-127 (Германия, 1928); 18 — R-101 (Великобритания, 1929); 19 — «Акрон» (США, 1931).

Рис. 2. Дирижабли: 20 — В-1 (СССР, 1932); 21 — В-3 (СССР, 1932); 22 — В-6 (СССР, 1934); 23 — В-7 (СССР, 1934); 24 — К-2 (США, 1937); 25 — «Победа» (СССР, 1944); 26 — «Патриот» (СССР, 1947); 27 — ZPG-3W (США, 1960); 28 — фирмы «Гудьир» (США, 1969); 29 — SKS-600 (Великобритания, 1982); 30 — DP-50 фирмы «Камерон» (Великобритания, 1981); 31 — «Альбатрос А-1» (США, 1979).

**дископлан** — летательный аппарат, имеющий крыло круглой формы в плане (см. рис.). Особенностью крыла Д. на малых скоростях полёта является безотрывность его обтекания до весьма больших углов атаки  $\{\alpha\}$  ( $\{\alpha\}_{\max} \approx 45^\circ$ ). На сверхкритических углах атаки ( $\{\alpha\} > 45^\circ$ ) сход потока с крыла Д. имеет симметричный характер, вследствие чего Д. присущи характерные противоштопорные свойства (см. *Штопор*). В СССР в 1950—1962 были построены 3 экспериментальных планера-Д. 2 планёра-Д. успешно летали на малых скоростях, на одном из них в полном объеме выполнялся комплекс фигур сложного пилотажа. Планёр-Д. с пороховым

ускорителем испытывался в полёте на сверхзвуковых скоростях. Однако Д. имеет низкое *аэродинамическое качество* (из-за малого удлинения крыла) и поэтому распространения не получил.

Впервые самолёт с крылом круглой формы в плане с тонким сфероидальным профилем был построен в 1909 А. Г. Уфимцевым. «Сфероплан» имел двигатель воздушного охлаждения, 2 соосных винта противоположного вращения, хвостовое оперение трёхколёсное шасси (см. рис. в таблице IV). В 1910 «Сфероплан» проходил испытания на пробежки, но из-за неполадок с двигателем взлёт не был осуществлён.

### Планёр-дископлан.

**дисперсноупрочнённые материалы** — металлические материалы (главным образом сплавы), упрочнённые дисперсными частицами тугоплавких соединений (оксидов, карбидов, нитридов и др.), не растворяющихся и не коагулирующих в металлической матрице (основе) при высоких рабочих температурах. **Д. м.** — один из классов *композиционных материалов*. Максимальный эффект упрочнения достигается при достаточно малом размере частиц упрочняющей фазы (0,01—0,05 мкм), равномерном их распределении в структуре материала и оптимальном расстоянии между частицами. Общее объёмное содержание частиц упрочняющей фазы обычно не превышает 5—10%. Поскольку упрочняющие частицы химически не взаимодействуют с матричным (основным) металлом, эффект упрочнения сохраняется вплоть до температуры его плавления. Благодаря этому дисперсное упрочнение даёт возможность поднять границу жаропрочности материалов, когда легирование и термическая обработка уже не могут дать желаемых результатов.

Равномерное распределение упрочняющих частиц в матричном металле достигается применением методов порошковой металлургии (см. *Порошковые материалы*). Применение дисперсного упрочнения, широко используемого при создании современных конструкционных металлических материалов, позволяет повысить жаропрочность и расширить температурные области использования практически всех металлов и сплавов. В авиастроении дисперсному упрочнению подвергаются сплавы на основе алюминия, титана, никеля, а также некоторые стали мартенситного класса.

*Лит.:* Портной К. И., Бабич Б. Н., Дисперсноупрочнённые материалы, М., 1974.

**диспетчерское обслуживание** — один из видов *обслуживания воздушного движения*, предусматривающий постоянный контроль и регулирование полётов в целях поддержания установленного порядка движения летательных аппаратов на аэродроме и в контролируемом *воздушном пространстве*. Осуществляется путём передачи командирам-летательных аппаратов диспетчерских разрешений (по их запросам) и указаний, касающихся выполняемых ими полётов. Основные задачи **Д. о.** — предотвращение столкновений летательных аппаратов между собой, а также с препятствиями на площади маневрирования аэродрома, поддержание порядка и ускорение движения в потоке летательных аппаратов.

Различают **Д. о.** районное, подхода и аэродромное. **Районное Д. о.** распространяется на летательные аппараты, выполняющие полёт по воздушной трассе, контролируемому маршруту; **Д. о. подхода** — на летательные аппараты, прилетающие и вылетающие в районе аэродрома, аэроузла; **аэродромное Д. о.** — на летательные аппараты, взлетающие, садящиеся и движущиеся по площади маневрирования аэродрома. **Д. о.** в установленных диспетчерских районах и зонах возлагается только на один диспетчерский пункт. Передача **Д. о.** смежному диспетчерскому пункту производится на установленных рубежах, которые обычно совпадают с границами, разделяющими соответствующие районы, зоны.

Для обеспечения **Д. о.** командир летательного аппарата обязан в установленное время до вылета предоставить в орган обслуживания воздушного движения план полёта и получить диспетчерское разрешение. Полёт должен выполняться в соответствии с представленным планом и полученным

диспетчерским разрешением. Отступление от плана и диспетчерского разрешения (указания) без предварительного согласования с диспетчерским пунктом допускается только в чрезвычайной ситуации, требующей немедленных действий со стороны экипажа. Как только позволит обстановка, командир летательного аппарата обязан доложить диспетчеру, в районе (зоне) которого находится летательный аппарат, о предпринятых действиях.

В России задачи, возлагаемые на **Д. о.**, решаются в процессе *управления воздушным движением*.

*А. Н.Котов.*

**Диспетчерская управления воздушным движением аэропорта Минеральные Воды.**

**Схема работы авиационного комплекса с дистанционно-пилотируемым летательным аппаратом.**

**дистанционно-пилотируемый летательный аппарат** (ДПЛА) — летательный аппарат, пилотируемый человеком (пилотом, оператором), находящимся на пункте управления, располагающемся на земле, на воздушном или космическом летательном аппарате. Для обозначения ДПЛА употребляется также термин «телепилотируемый летательный аппарат» (ТПЛА). ДПЛА является дальнейшим развитием телеуправляемого летательного аппарата (ТУЛА). ДПЛА в отличие от ТУЛА управляется оператором не эпизодически, а непрерывно, в зависимости от конкретной обстановки в районе полёта ДПЛА. Для полного отображения обстановки в районе полёта некоторые ДПЛА оборудуются телевизионной камерой или инфракрасной системой переднего обзора. ДПЛА — составная часть авиационного (см. рис.), авиационно-космического или космического комплекса. Одной из главных составных частей этих комплексов является система дистанционного управления летательным аппаратом. Она должна обеспечивать непрерывную помехоустойчивую двухстороннюю связь, одновременное пилотирование нескольких ДПЛА, выполняющих различные задания. Для военных ДПЛА связь должна быть скрытой, исключающей возможность засечки противником ДПЛА и пункта управления и определения их координат с целью воздействия на них средствами поражения или радиоэлектронной борьбы.

Военные комплексы с ДПЛА подразделяются на разведывательные, ударные, истребительные, мишенные, радиоэлектронного противодействия, ретрансляционные и др. Гражданские ДПЛА могут решать задачи обнаружения и картографирования очагов лесных пожаров, надзора за состоянием водоёмов, автострад, газовых, нефтяных и других трубопроводов, обработки полей ядохимикатами и т. д. По кратности применения ДПЛА могут быть одно- и многоразовыми; по месту старта (посадки) — наземного, воздушного, воздушно-космического и космического старта (посадки). Наземный старт может быть с разбегом или вертикальным. Посадка на землю может производиться по-самолётному (с пробегом) или вертикально, а также с помощью парашюта. Воздушные и воздушно-космические старты и посадки требуют специальной системы и устройств на носителях ДПЛА и на летательных аппаратах, принимающих ДПЛА после выполнения ими задания.

Основное достоинство комплексов с ДПЛА — существенно меньшая стоимость их создания и эксплуатации по сравнению с комплексами, содержащими обычные пилотируемые летательные аппараты (при условии одинаковой эффективности выполнения поставленных задач). Основной недостаток комплексов с ДПЛА военного назначения — уязвимость системы дистанционного управления, работа которой может быть нарушена противником.

*Г. В. Лисицкий.*

**дифракция ударной волны** (от латинского *diffRACTUS* — разломанный, преломлённый) — процесс нестационарного взаимодействия падающей на тело *ударной волны* с отражённой волной и возмущениями от обтекаемого тела. Нестационарность процесса наиболее существенна в начальной стадии, когда ударная волна находится вблизи тела, а при достаточном её удалении движение газа приобретает квазистационарный характер. В случае ударной волны с постоянными

значениями газодинамических переменных за фронтом и постоянной скорости движения тела после стадии дифракции устанавливается *стационарное течение*.

Исследование **Д. у. в.** в общей постановке является весьма сложной задачей, требующей численного анализа системы нелинейных дифференциальных уравнений. Значительные упрощения возможны в задачах **Д. у. в.** достаточно малой интенсивности при малых углах отклонения потока, когда применима *линеаризованная теория* течений. В такой постановке задачи получены аналитические решения для тел простой формы (пластина, клин, стенка с изломом). В процессе дифракции плоской ударной волны на полубесконечных конусе и клине реализуется нестационарное *автомодельное течение* (см. рис.), допускающее понижение мерности задачи.

Падение ударной волны на летательный аппарат и её дифракция приводят к резкому изменению силовых и особенно моментных характеристик; нестационарные аэродинамические нагрузки могут значительно превосходить свои значения при квазистационарном обтекании.

*Лит.:* Курант Р., Фридрихс К., Сверхзвуковое течение и ударные волны, пер. с англ., М., 1950; Баженова Т. В., Гвоздева Л. Г., Нестационарные взаимодействия ударных волн, М., 1977.

*В. Н. Голубкин.*

Автомодельная картина дифракции ударной волны на клине: АВ, А<sub>1</sub>В<sub>1</sub>, — падающая волна. ВС, В<sub>1</sub>С<sub>1</sub>, — отражённая волна, СС<sub>1</sub>, — дифрагированная волна; сплошная линия — ударная волна, штриховая — звуковая линия (число Маха  $M = 1$ ).

**дифференциальный стабилизатор** — см в статье *Стабилизатор*.

**диффузор** (от латинского *diffundo* — разливаю, рассеиваю) — профилирующий канал, предназначенный для торможения потока жидкости или газа. В противоположность соплу (см. *Лаваль сопло*) в **Д.** происходит преобразование кинетической энергии потока в давление; эффективность торможения потока (и соответственно **Д.**) характеризуется *коэффициентом восстановления полного давления*.

**Д.** широко применяются в компрессорах, воздухозаборниках воздушно-реактивных двигателей, карбюраторах двигателей внутреннего сгорания и т. д., а также являются неотделимой частью *аэродинамических труб*. В зависимости от рабочей скорости потока различают дозвуковой и сверхзвуковой **Д.**

**Дозвуковой Д.** — расширяющийся канал (см. рис.). Потери *полного давления* в **Д.** обусловлены действием сил трения (при отсутствии отрыва потока от стенок), существенно возрастающих при возникновении *срыва потока*. Оптимальный угол  $\{\{\phi\}\}$  раствора конического или пирамидального **Д.**, при котором потери полного давления минимальны, лежит в пределах 6—10°. Часто для сокращения габаритов установки применяют укороченные **Д.** с различными приспособлениями для обеспечения безотрывного течения в них, хотя при этом несколько возрастают потери полного давления.

**Сверхзвуковой Д.** состоит из сужающегося, цилиндрического и расширяющегося участков. В сужающемся участке сверхзвуковой поток в системе косых и прямых скачков уплотнения (см. *Ударная волна*) преобразуется в дозвуковой, успокаивается и снова тормозится в расширяющемся участке канала (скачками уплотнения обусловлены так называемые волновые потери полного давления). Площадь сечения самого узкого, цилиндрического, участка выбирается из условий *запуска Д.*, то есть обеспечения потребного расхода газа при расположении прямого скачка уплотнения на входе в **Д.** Существуют сверхзвуковые **Д.** с подвижными стенками (регулируемые), в которых можно уменьшать сечение цилиндрического участка после запуска, благодаря чему удаётся значительно уменьшить потери полного давления по сравнению с потерями в нерегулируемых **Д.** Однако регулируемые **Д.** сложны конструктивно, и их применение ограничено.

А. Л. Искра.

### Дозвуковой (а) и сверхзвуковой (б) диффузоры.

**Дмитриевский** Вячеслав Иосифович (1902—1988) — советский учёный и конструктор в области лопаточных машин, доктор технических наук (1940), профессор (1945). После окончания (1925) Военно-воздушной академии Рабоче-крестьянской Красной Армии имени профессора Н. Е. Жуковского (ныне Военно-воздушная инженерная академия имени профессора Н. Е. Жуковского) работал в Центральном аэрогидродинамическом институте (до 1930), затем в Центральном институте авиационного моторостроения (до 1988). Одновременно преподавал в Московский авиационном институте, Военно-воздушной инженерной академии имени профессора Н. Е. Жуковского (1930—1954). Основные труды в области систем наддува авиационные поршневые двигатели (разработанные им турбокомпрессоры применялись в системах наддува серийных двигателей) и центробежных компрессоров турбореактивных двигателей. Государственная премия СССР (1949, 1950). Награждён орденами Ленина, Трудового Красного Знамени, «Знак Почёта», медалями.

### В. И. Дмитриевский.

**Добаткин** Владимир Иванович (р. 1915) — советский металлург, член-корреспондент АН СССР (1979). Окончил Московский институт цветных металлов и золота (1941). С 1941 работает в авиационной промышленности: до 1958 на заводе лёгких сплавов, в 1958—1961 в Всесоюзном институте авиационных материалов, в 1961—1987 заместитель начальника Всесоюзного института лёгких сплавов. Основные труды по непрерывному литью, металлосведению и термообработке лёгких сплавов. Разработал металлосведческие основы производства полуфабрикатов из алюминиевых и титановых сплавов, в том числе для летательных аппаратов. Премия имени П. П. Аносова АН СССР (1975). Ленинская премия (1966), Государственная премия СССР (1949). Награждён орденом Ленина, 3 орденами Трудового Красного Знамени, орденом Дружбы народов, медалями.

### В. И. Добаткин.

**«добролет»**, **Российское общество добровольного воздушного флота**. Организовано в Москве 17 марта 1923 с первоначальным капиталом 2 миллиона рублей золотом. Общество создано, как отмечалось в его уставе, «для развития гражданского воздушного флота в пределах СССР путём организации воздушных линий для перевозки пассажиров, почты и грузов, производства аэросъёмки и иных отраслей применения воздушного флота на основе отечественной авиапромышленности...». Оно охватывало своим влиянием не только РСФСР, но и территорию среднеазиатских республик. В апреле 1923 по типу «Д.» создано Украинское общество воздушных сообщений («Укрвоздухпуть»), а в мае того же года закавказское общество воздушных сообщений («Закавиа»). В декабре 1929 было организовано единое общество «Добролет СССР». «Д.» построено большое количество средств воздушного транспорта. В 1930 общая длина воздушных линий «Д.» составила 26 тысяч км. В 1923—1930 самолёты «Д.» налетали 10 миллионов км, перевезли 47 тысяч пассажиров и 408 т грузов. В конце 1930 «Д.» был упразднён.

**Добрынин** Владимир Алексеевич (1895—1978) — советский конструктор авиационных двигателей, доктор технических наук (1960). Окончил Московское высшее техническое училище (1926). В 1925—1934 работал в Научном автотоморном институте, Центральном институте авиационного моторостроения и других организациях. В 1934—1939 главный конструктор авиамоторного завода имени М. В. Фрунзе в Москве. Обеспечивал подготовку двигателей для рекордных беспосадочных перелётов экипажей В. П. Чкалова и М. М. Громова на самолёте АНТ-25. В 1939—1941 заместитель начальника КБ-2 Московского авиационного института. С 1941 главный конструктор, с 1956 генеральный конструктор Рыбинского КБ моторостроения. Под руководством Д. создан ряд образцов поршневых и турбореактивных двигателей для самолётов А. Н. Туполева и В. М. Мясишева, в том числе комбинированный двигатель ВД-4К (1951) —

самый мощный (3160 кВт) и экономичный поршневой двигатель того времени. Государственная премия СССР (1951). Награждён орденами Ленина, Красной Звезды, медалями. См. статью *ВД*.

**В. А. Добрынин.**

**договор воздушной перевозки** — см. в статье *Перевозка воздушная*.

**дозвуковая скорость** — 1) скорость  $V$  газа, меньшая местной скорости звука  $a$ :  $V < a$ . 2) **Д. с. полёта** — скорость летательного аппарата, меньшая скорости звука в невозмущенном потоке (обычно при  $M_{\infty} < M_0$ ), смотри *Маха число*.

**дозвуковое течение** — течение газа с дозвуковыми скоростями (местное *Маха число*  $M < 1$ ); широко распространённый тип течения, реализующийся как во всей занятой газом области, так и в виде дозвуковых зон *смешанных течений*. Характерное свойство **Д. т.** — возможность распространения возникающих в потоке возмущений (например *волн сжатия*) во всех направлениях поля течения, вследствие чего оно описывается дифференциальными уравнениями эллиптического типа. По своей природе **Д. т.** газа качественно имеет много общего с течением *несжимаемой жидкости*. Основное же отличие заключается в том, что при дозвуковом движении газа в той или иной степени проявляется его сжимаемость и уравнение для *потенциала скорости* является нелинейным. При обтекании тел течение остаётся дозвуковым, если число  $M_{\infty} < M_0$ .

В рамках *линеаризованной теории* расчет аэродинамических характеристик тонких тел и крыльев в дозвуковом потоке сводится к введению поправок на сжимаемость в решения, соответствующие обтеканию несжимаемой жидкостью (см. *Прандтля — Глауэрта теория*). Например, коэффициент подъёмной силы тонкого профиля в дозвуковом потоке с числом  $M_{\infty}$  в  $(1 - M_{\infty}^2)^{-1/2}$  раз больше, чем в несжимаемой жидкости, а коэффициент сопротивления равен нулю.

Основой изучения **Д. т.** с конечными возмущениями является *годографа метод*, широко используемый в задачах о газовых струях, обтекании крыловых профилей, также при создании нелинейных методов учёта влияния сжимаемости на распределение давления по профилю. В 80-е гг. разработаны эффективные численные методы расчёта **Д. т.**

*Лит.:* **Бай Ши-и**, Введение в теорию сжимаемой жидкости, пер. с англ. М., 1961; **Краснов Н. Ф.**, Аэродинамика. 3 изд., т. 1. М., 1980; **Седов Л. И.**, Плоские задачи гидродинамики и аэродинамики, 3 изд., М., 1980.

*В. Н. Голубкин.*

**дозвуковой самолёт** — самолёт, скорость полёта которого в заданных условиях эксплуатации не превышает скорости звука. Понятие «**Д. с.**» появилось в середине 50-х гг. как признак отличия от первых *сверхзвуковых самолётов*. По мере приближения скорости полёта **Д. с.** к скорости звука и достижения критического *Маха числа* вокруг самолёта возникают местные зоны сверхзвуковых течений, что приводит к резкому росту аэродинамического сопротивления. Поэтому при создании **Д. с.** стараются, уменьшить размеры этих зон и увеличить критическое число Маха, используя стреловидное крыло, специальные профили крыла, в том числе *сверхкритические профили*.

**«Дойче Аэроспейс»** (Deutsche Aerospace AG, DASA) — объединение авиакосмических фирм ФРГ в составе концерна «Даймлер-Бенц» (Daimler-Benz). Образовано в 1989, включает фирмы «*Мессершмитт — Бёльков — Блом*», «*Дорнье*», «*Моторен унд турбннен унион*» (Motoren- und Turbinen-Union München GmbH) и «*Телефункен системтехник*» (Telefunken Systemtechnik). Выпускает военные и гражданские самолёты и вертолёты, их бортовые системы, авиационные двигатели и дизели, космические системы, радиоэлектронное оборудование и другие виды высокотехнологической продукции.

**документация на воздушном судне** — судовые и бортовые документы, находящиеся на борту воздушного судна, допущенного к эксплуатации. К судовым документам относятся свидетельство

о регистрации воздушного судна, являющееся доказательством его национальной принадлежности; удостоверение о годности воздушного судна к полётам; бортовые журналы; руководство по лётной эксплуатации; разрешение на бортовые радиостанции, которое может быть оформлено в свидетельстве о регистрации воздушного судна. К бортовым документам относятся задание на полёт, свидетельства на каждого члена экипажа, список пассажиров с указанием пунктов отправления и назначения, манифест и подробные декларации на груз. Перечень документов, которые должны находиться на борту воздушных судов России, установлен Воздушным кодексом СССР, а также инструкциями ведомств и организаций, имеющих воздушные суда.

**документация эксплуатационная** — техническая документация, регламентирующая лётную и техническую эксплуатацию определенных летательных аппаратов. В гражданской авиации России к основным эксплуатационным документам относятся Руководство по лётной эксплуатации (РЛЭ), Руководство по технической эксплуатации (РЭ), Регламент технического обслуживания (РО).

РЛЭ — основной технический документ, определяющий правила лётной эксплуатации, методику и технику выполнения полёта, а также особенности пилотирования летательного аппарата. РЛЭ содержит все инструктивные и информационные материалы позволяющие экипажу безопасно и эффективно эксплуатировать летательный аппарат без привлечения каких-либо дополнительных документов, относящихся к лётной эксплуатации.

РЭ — единый технический документ, включающий техническое описание летательного аппарата (устройство, назначение, размещение, технические характеристики и работа систем и оборудования), инструкцию по технической эксплуатации (указания, изложенные в виде технологических карт, по технологии обслуживания, демонтажу и монтажу, регулировке, испытаниям, контролю и другим работам, выполняемым наземным составом), а также указания по транспортированию и хранению.

РО — основной технический документ, который определяет периодичность и объём (перечень работ), технического обслуживания элементов летательного аппарата (систем, подсистем, изделий).

В Д. э. входит также ряд другие технических документов (Инструкция по загрузке и центровке, Альбом электрических схем, Нормы расхода запасных частей и материалов и др.).

*С. Д. Спиваковский.*

**Долгов** Александр Кузьмин (1908—1979) — советский лётчик-испытатель 1-го класса (1945), полковник. Окончил Военную теоретическую школу лётчиков в Ленинграде (1928), 2-ю Военную школу лётчиков в Борисоглебске (1929). Служил в частях Военно-воздушных сил. Работал в научно-исследовательском институте военно-воздушных сил (1931—1946). Провёл государственные испытания опытных штурмовиков Ил-2, Ил-8, Ил-10, Су-6 и др. Участник Великой Отечественной войны. Летал на самолётах и вертолётах 105 типов, в том числе на иностранных. При испытании опытного вертолёта «Омега» (1946) попал в аварию и получил тяжёлую травму. Награждён 2-мя орденами Красного Знамени, орденами Отечественной войны 2-й степени, Красной Звезды, «Знак Почёта», медалями.

*А. К. Долгов.*

**Долгов** Пётр Иванович (1920—1962) — советский парашютист, полковник, мастер парашютного спорта СССР (1952), Герой Советского Союза (1962, посмертно). Участник Великой Отечественной войны. Окончил пехотное училище (1942), Воздушно-десантное училище (1948). С 1950 испытатель парашютов и катапультных установок в научно-исследовательском институте Военно-воздушных сил. Испытывал средства спасения лётного состава и средства жизнеобеспечения космонавтов. Совершил свыше 1400 прыжков с парашютом. Установил 8 мировых и всесоюзных рекордов. Погиб в результате разгерметизации скафандра при покидании

аэростата «Волга» с высоты около 25,5 км. Государственная премия СССР (1952). Награждён 2 орденами Ленина, 2 орденами Красного Знамени, 2 орденами Красной Звезды, медалями.

**долгопрудненское конструкторское бюро автоматики** — основано в 1957 на базе одной из лабораторий Центрального аэрогидродинамического института и производственных мощностей бывшего «Дирижаблестроя» в г. Долгопрудном Московской области (до 1967 — ОКБ-424). Специализируется в области проектирования и опытного строительства образцов воздухоплавательной техники различного назначения. Здесь были созданы автоматические аэростаты с объёмом оболочки от 4 м<sup>3</sup> до 180 тысяч м<sup>3</sup>, грузоподъёмностью от 1,5 кг до 6,5 т, высотой полёта от 1,5 до 35 км и продолжительностью полёта от несколько часов до 10—12 суток привязные аэростаты с объёмом оболочки от 6 м<sup>3</sup> (плёночные) до 10 тысяч м (из прорезиненных текстильных и тканеплёночных материалов). Кроме того, предприятие ведёт разработки кресел для пассажиров и экипажей летательных аппаратов и бортовых систем пожарной сигнализации.

**донное сопротивление летательного аппарата** — часть *профильного сопротивления*, вызванная наличием области *срыва потока* за донным срезом (притупленной задней кромкой) тела, обтекаемого потоком жидкости или газа. Внешний поток, обтекающий плоские тела (крыло, оперение) и тела вращения (фюзеляж самолёта, корпус ракеты), стекая с их поверхности, увлекает (эжектирует) воздух из области за донным срезом. В результате за донным срезом образуется область с пониженным давлением и, следовательно, возникает результирующая сила, препятствующая движению тела. Степень понижения давления за донным срезом существенно зависит от состояния *пограничного слоя*, стекающего за донный срез, и геометрических параметров самого тела. Пограничный слой, стекающий с поверхности тела, образует слой смещения, который отделяет область донного разрежения от внешнего потока и определяет эжектирующее действие наружного потока. Чем толще пограничный слой у донного среза (длинное тело или большая шероховатость поверхности), тем меньше эжекция, больше донное давление и меньше **Д. с.** Влияние *Рейнольдса числа*  $Re$  на давление за донным срезом на **Д. с.** наиболее сильно проявляется при малых значениях  $Re$  (то есть при *ламинарном пограничном слое*) и в диапазоне  $Re$ , соответствующем *переходу ламинарного течения в турбулентное*. В случае турбулентного пограничного слоя **Д. с.** практически не зависит от  $Re$ . С ростом температуры поверхности тела **Д. с.** падает.

При определении **Д. с.** используется безразмерный коэффициент донного давления  $c_{рдон} = (p_{дон} - p_{\infty})/q_{\infty}$ , где  $p_{дон}$  — давление на дне тела,  $p_{\infty}$  — статическое давление,  $q_{\infty}$  — скоростной напор невозмущенного потока.

Зависимость  $c_{рдон}$  от *Маха числа*  $M_{\infty}$  имеет максимум в области околосвуковых скоростей (см. рис.). При сверхзвуковых скоростях  $c_{рдон}$  убывает с ростом  $M_{\infty}$ , что в большой мере определяется возрастанием скоростного напора. Это обстоятельство обычно затрудняет изучение характера донного давления в сверхзвуковом диапазоне чисел  $M_{\infty}$  невозмущенного потока. В этом отношении более удобным представлением донного давления является выражение его в виде коэффициента относительного донного давления  $p_{дон}/p_{\infty}$ .

**Д. с.**, возникающее при движении «двумерных» тел, может быть в несколько раз больше, чем **Д. с.** за телами вращения, что связано с различным распределением скоростей поперёк «донного следа». Однако у двумерных тел (таких, как крыло), у которых размер донного среза значительно меньше толщины самого тела, **Д. с.** составляет небольшую долю полного *сопротивления аэродинамического*. Наоборот, у осесимметричных тел, у которых диаметр донного среза может быть равен максимальному диаметру тела, **Д. с.** может составлять большую долю полного сопротивления, превосходя *сопротивление трения* и сопротивление давления на любую часть тела. Поэтому оценки аэродинамических характеристик, траекторий полёта и потребных тяг некоторых типов летательных аппаратов невозможны без знания **Д. с.**

На летательных аппаратах, в частности на ракетах, в донной части располагаются сопла реактивных двигателей. При их работе существенно изменяется характер обтекания области

донного среза, и в донной части устанавливается давление, отличающееся от того, которое было бы в случае отсутствия работающих двигателей.  $D. c.$  при наличии струй двигателей зависит как от газодинамических параметров внешнего потока и струй, так и от их числа и взаимного расположения. При этом на донном срезе может устанавливаться как повышенное, так и пониженное давление, определяющее значение  $D. c.$

Лит.: Чжен П., Отрывные течения, пер. с англ. т. 3, М., 1977; Петров К. П., Аэродинамика элементов летательных аппаратов, М., 1985.

К. П. Петров.

Зависимости вклада коэффициентов донного сопротивления, сопротивлений трения и сопротивления давления и коэффициент  $\{c_{x0}\}$  «полного» сопротивления от числа  $M\{\infty\}$  для острого конуса: 1 — донное сопротивление; 2 — сопротивление трения; 3 — сопротивление давления.

доплеровский измеритель скорости и угла сноса (ДИСС) — радиотехническая система для определения *путевой скорости* и *угла сноса* или составляющих вектора скорости летательного аппарата путём измерения доплеровских сдвигов частот излучённых с летательного аппарата и отражённых от земной поверхности и принятых антенной ДИСС сигналов. Состоит из антенны (формирующей, как правило, 3, смотри рис., или 4 луча), приёмо-передающего, измерительного и вычислительного устройства. ДИСС использует непрерывное, частотно-модулированное и импульсное излучения. Суммарные погрешности ДИСС при полёте над сушей не превышают (с вероятностью 0,95) по скорости 0,5% и по углу сноса -0,2. ДИСС применяют на самолётах и вертолётах автономно или в составе пилотажно-навигационных комплексов в качестве корректирующего средства по скорости или основного средства определения скорости и угла сноса, по которым производится определение координат местоположения летательного аппарата с использованием информации о курсе.

Лит.: Колчинский В. Е., Мандуровский И. А., Константиновский М. И., Автономные доплеровские устройства и системы навигации летательных аппаратов. М., 1975.

Е. Г. Харин.

допускаемые напряжения в авиационной конструкции — предельные напряжения в расчётных случаях нагружения, обеспечивающие надёжную эксплуатацию летательного аппарата. При расчёте летательного аппарата на прочность по расчётным (разрушающим) нагрузкам для обеспечения достаточного запаса прочности вводится *коэффициент безопасности*, а возникающие при этом напряжения сравниваются с разрушающими напряжениями материала конструкции. Так как обычно коэффициент безопасности равен 1,5—2, а для некоторых авиационных материалов отношение предела прочности  $\{\sigma\}_в$  пределу пропорциональности  $\{\sigma\}_ли$ , часто близко к 1,5, то при таком способе расчёта практически «автоматически» обеспечивается отсутствие остаточных деформаций в конструкции при *эксплуатационных максимальных нагрузках*. В авиационных конструкциях в качестве  $D. н.$  принимается расчётное напряжение, которое может ограничиваться условиями статической прочности, жёсткости и ресурса. По условиям статической прочности  $D. н.$  при растяжении элемента связаны с пределом прочности материала соотношением

$\{формула\}$

где  $F_{нетто}/F_{брутто}$  — коэффициент ослабления сечения элемента, а коэффициент  $k_1$  учитывает снижение прочности материала из-за наличия в элементе различных концентраторов (отверстий, вырезов, надрезов и пр.). Коэффициент  $k_1$  определяется для каждого материала экспериментально и может принимать значения  $k = 0,8—1$  в зависимости от материала и вида полуфабриката. При расчётах тонкостенных элементов на сжатие  $D. н.$  определяются как  $\{\sigma\}_{дон} = \{\sigma\}_{кр} < \{\sigma\}_{0,2}$  ( $\{\sigma\}_{кр}$  — критическое напряжение продольного сжатия,  $\{\sigma\}_{0,2}$  — предел текучести), Высокие сверхзвуковые скорости полёта летательного аппарата могут требовать снижения  $D. н.$  как по

причине падения предела прочности материала с увеличением температуры, так и из-за деформаций ползучести. Для конструкций с большим ресурсом **Д. н.** ограничиваются усталостью регулярной части основной силовой конструкции. Совершенствование методов расчёта авиационных конструкций предполагает введение новых критериев, определяющих надёжность выбора **Д. н.**

*А. М. Хватан.*

**Дорнье** (Dornier) Клаудиус (1884—1969) — немецкий авиаконструктор и промышленник. После окончания Высшей технической школы (1907) в Мюнхене работал инженером в области металлоконструкций и моторостроения. В 1910 поступил в исследовательский отдел дирижаблестроительной фирмы *Ф. Цеппелина*, где занимался расчётами цельнометаллического дирижабля и проектированием летающих лодок. В 1915 построил свою первую летающую лодку Rs1, а в 1918 — истребитель D1. После Первой мировой войны самолёты **Д.** строились по лицензиям в ряде стран. В 1922 на базе руководимого им отделения фирмы Цеппелина основал собственно фирму. К наиболее известным самолётам **Д.** относятся летающие лодки оригинальной схемы («Валь» и другие), которые широко применялись для пассажирских и почтовых перевозок на северо- и южно-атлантических маршрутах и на которых был совершён ряд рекордных полётов (попытка *Р. Амундсена* достичь Северного полюса, кругосветный перелёт с промежуточными посадками и т. д.). На фирме **Д.** был разработан ряд истребителей и бомбардировщиков, в том числе бомбардировщики Do 17 и Do 217, использовавшиеся во Второй мировой войне. После разгрома фашистской Германии **Д.** организовал авиационное КБ в Испании. По возвращении в ФРГ воссоздал фирму (см. «Дорнье»), начавшую вскоре выпуск лёгких транспортных самолётов. В 1962 отошёл от руководства фирмой и последние годы прожил в Швейцарии. Портрет см. на стр. 221.

### К. Дорнье

**«Дорнье»** (Dornier GmbH) — фирма ФРГ с доминирующим авиакосмическим сектором. Ведёт начало от фирмы, образованной *К. Дорнье* в 1922. Современное название с 1957. С 1 января 1989 вся авиационная тематика сосредоточена в филиале «Д. люфтфарт» (Dornier Luftfahrt mbH). В 1989 вошла в объединение «Дойче азроспейс». В период ограничения авиационных разработок в Германии после Первой мировой войны фирма развернула производство самолётов в филиалах за границей. Широкую известность фирме обеспечили летающие лодки, в том числе «Валь» (первый полёт в 1922), «Супер-валь» (1928), Do 18 (1935), Do 24 (1936) и Do 26 (1938). В 1929 совершила первый полёт летающая лодка Do X (рис. в таблице XV) с двенадцатью поршневыми двигателями и взлётной массой 56 т, поднявшая в одном из последующих полётов 169 пассажиров. Во Вторую мировую войну серийно выпускались бомбардировщики Do 17 (впервые применены в войне в Испании), Do 217 (1938, выпущен 1541 самолёт, см. рис. в таблице XXI), ночные истребители Do 217J и Do 217K (1942). В середине 50-х гг. воссозданная фирма начала производство лёгких пассажирских самолётов короткого взлёта и посадки Do 27 (1955), затем Do 28 (1959) и Do 128 (1980). В 1967 был построен экспериментальный реактивный транспортный самолёт вертикального взлёта и посадки Do 31. В 60-е гг. фирма участвовала в лицензионном производстве американских истребителей Локхид F-104 и Макдоннелл-Дуглас F-4 и вертолёта Белл UH-1D, итальянского истребителя-бомбардировщика Фиат G.91, Основой авиационной программы 80-х гг.: выпуск учебно-боевого самолёта «Альфа джет» (с Францией); оборудование американского самолета дальнего радиолокационного обнаружения E-3A «Сентри» для стран НАТО; разработка дистанционно-пилотируемого летательного аппарата (с Канадой); производство пассажирских самолётов Do 228 (1981) с двумя турбовинтовыми двигателями; 30-местного пассажирского самолета Do 328 (1991); субконтрактные работы для консорциума «Эрбас индастри».

*Ю. Я. Шилов.*

**Дородницын** Анатолий Алексеевич (р. 1910) — советский учёный в области аэродинамики, физики атмосферы и вычислительной математики, академик АН СССР (1953), Герой

Социалистического Труда (1970). Окончил Грозненский нефтяной институт (1931). Работал в ЦАГИ (1941—1955), Математическом институте имени В. А. Стеклова АН СССР (1945-1955). С 1955 директор Вычислительного центра АН СССР. Профессор Московского авиационного института (1944—1946), Московского физико-технического института (с 1947). Основные труды по газодинамике, динамической метеорологии и прикладной математике, о вихревой теории крыла обобщил концепцию несущей нити, исследовал проблемы интерференции крыла и фюзеляжа. Развил метод характеристик для расчёта сверхзвукового обтекания тел. Создал научную школу по вычислительной гидрогазодинамике. Для решения актуальных задач аэродинамики летательного аппарата предложил численные методы интегральных соотношений и применил их к расчёту пограничного слоя, расчёта движения вязкой жидкости на основе уравнений Навье—Стокса. Премия имени А. Н. Крылова АН СССР (1973). Ленинская премия (1983), Государственная премия СССР (1946, 1947, 1951). Награждён 5 орденами Ленина, орденами Октябрьской Революции, Трудового Красного Знамени, Дружбы народов, Красной Звезды, «Знак Почёта», медалями.

#### А. А. Дородницын.

**Доронин** Иван Васильевич (1903—1951) — советский лётчик, полковник, один из первых Героев Советского Союза (1934). С 1920 в Военно-морском флоте. Окончил Севастопольскую лётную школу (1925), Военно-воздушную академию Рабоче-крестьянской Красной Армии имени профессора Н. Е. Жуковского (1939); ныне Военно-воздушная инженерная академия имени профессора Н. Е. Жуковского. В 1926—1930 служил лётчиком на Черноморском флоте и инструктором в Севастопольской школе морской авиации. С 1930 в полярной авиации. В 1934 участвовал в спасении членов экспедиции парохода «Челюскин». Впоследствии (с 1939) работал начальником лётно-испытательных станций на авиационных заводах. С 1947 в отставке. Награждён 2 орденами Ленина, орденами Красного Знамени, Отечественной войны 1-й степени, Красной Звезды, медалями.

*Лит.:* **Водопьянов М. В.**, Повесть о первых героях, 2 изд., М., 1980.

#### И. В. Доронин.

**ДОССАФ СССР**, Всесоюзное добровольное общество содействия армии, авиации и флоту, — массовая оборонно-патриотическая организация граждан СССР, основная задача которой — содействие укреплению обороноспособности страны и подготовке трудящихся к защите Отечества. Предшественником ДОСААФ было Общество содействия обороне, авиационному и химическому строительству (Осоавиахим), созданное 23 января 1927. В 1948 Осоавиахим был разделён на 3 самостоятельных общества (ДОСАВ, ДОСАРМ, ДОСФЛОТ), которые 20 августа 1951 объединены в ДОСААФ СССР. ДОСААФ было призвано обеспечить активное участие членов общества в оборонно-массовой работе, вести среди населения широкую пропаганду военных и военно-технических знаний, готовить молодёжь к службе в Вооружённых Силах СССР, осуществлять руководство развитием в стране технически военно-прикладных видов спорта, активно содействовать проведению мероприятий гражданской обороны, участвовать в подготовке для народного хозяйства кадров массовых технических профессий, имеющих военно-прикладное значение.

Общество строилось по территориально-производственному признаку. Первичные организации создавались по месту работы или учёбы членов общества и объединялись в районные, городские и т. п. организации по территории. Районные, городские, окружные организации ДОСААФ объединялись в областные, краевые и республиканские (союзных республик) организации. Членом ДОСААФ мог быть любой гражданин СССР, достигший 14-летнего возраста. Председатели ЦК ДОСААФ СССР: В. И. Кузнецов (1951—1953), Н. Ф. Гритчин (1953—1955), П. А. Белов (1955—1960), Д. Д. Лелюшекко (1960—1964), А. Л. Гетман (1964—1971), А. И. Покрышкин (1871—1982), Г. М. Егоров (1982—1988), Н. Н. Котловцев (1988—1991). ДОСААФ имело свой устав, флаг и эмблему. Награждено орденами Ленина (1977), Красного Знамени.

С 1991 ДОСААФ стало называться Союзом оборонных спортивно-технических организаций (обществ) суверенных государств (СОСТО).

*Лит.:* Дважды орденоносное оборонное, 3 изд., М., 1983.

*А. Л. Мамаев*

**досмотр** — проверка ручной клади, багажа и пассажиров (личный Д.) гражданских воздушных судов для предотвращения незаконного провоза взрывчатых, отравляющих, легковоспламеняющихся, радиоактивных веществ, оружия, боеприпасов и других опасных грузов и предметов. В целом Д. направлен на обеспечение безопасности полёта, охраны здоровья пассажиров и членов экипажей гражданских воздушных судов. Правила производства Д. в каждой стране устанавливаются её законодательством. Отдельные рекомендательные нормы, касающиеся Д., содержатся в приложении 17 к *Чикагской конвенции* 1944.

В соответствии с Воздушным кодексом СССР право производства Д. как на внутренних, так и на международных линиях было предоставлено органам гражданской авиации, милиции, таможенным учреждениям и пограничным войскам. Д. производится вручную либо с помощью технических средств.

Д. может производиться в аэропорту (городском аэровокзале) либо на воздушном судне. В аэропорту (аэровокзале) пассажир может отказаться от Д., что даёт перевозчику право отказаться от перевозки и возратить пассажиру провозную плату. В случае обнаружения во время Д. веществ и предметов, провоз которых запрещён, пассажир несёт ответственность в установленном порядке.

На воздушном судне, находящемся в полёте, то есть с момента закрытия всех внешних дверей воздушного судна после погрузки и до момента открытия любой из дверей для выгрузки, Д. может быть произведён независимо от согласия пассажира, что диктуется особыми требованиями к обеспечению безопасности полёта.

*Л. И. Авилов.*

**Драченко** Иван Григорьевич (р. 1922) — советский лётчик, старший лейтенант, полный кавалер ордена Славы, Герой Советского Союза (1944). В Советской Армии с 1941. Окончил Тамбовскую военную авиационную школу пилотов (1943), Киевский государственный университет (1953). Участник Великой Отечественной войны. В ходе войны был лётчиком-штурмовиком. Совершил свыше 100 боевых вылетов, сбил 5 самолётов противника. После войны работал директором школы, заместителем директора дворца культуры «Украина» в Киеве. Награждён орденами Ленина, Красного Знамени, 2 орденами Отечественной войны 1-й степени, орденом Красной Звезды, орденами Славы 1-й, 2-й и 3-й степени, медалями. Портрет смотри на стр. 224.

*Соч.:* Ради жизни на земле, Киев, 1980; На крыльях мужества, М., 1986.

*Лит.:* Бундюков А. Т., За два часа в самолете, в его кн.: Солдаты славы не искали, М., 1981.

**И. Г. Драченко.**

**дрейфующий аэростат** — автоматический *аэростат*, предназначенный для длительных многосуточных полётов (дрейфов) с целью исследования на высоте до 40 км состава и движения атмосферы, ультрафиолетового, инфракрасного и рентгеновского излучений, а также для подтверждения данных, полученных со спутников, проведения разведок, ретрансляции и т. п. Применяют Д. а. с оболочками открытого и закрытого типов, изготовленными из синтетических плёнок.

Оболочки открытого типа имеют так называемую оптимальную (естественную) форму (см. *Свободный аэростат*). Оболочки закрытого типа имеют почти сферическую форму. К нижнему узлу оболочки Д. а. крепится подвесная стропа с закреплённым на ней устройством

(балка, ферма), на котором подвешены контейнеры с аппаратурой управления полётом, исследовательской или специальной аппаратурой, радиоаппаратура, источники электропитания, балластницы, парашютная система, антенны и другие устройства (рис. 1, 2).

Полёты **Д. а.** с оболочками открытого типа проводятся в стратосфере. Вечером и ночью, по мере охлаждения газа, подъёмная сила аэростата уменьшается, что вызывает его снижение. Для прекращения спуска требуется сбросить балласт, что позволяет ночью уравнивать **Д. а.** на высоте, которая на несколько км ниже дневной, но достаточна, чтобы не допустить выхода аэростата из воздушного течения нужного направления. Утром, по мере разогрева газа, **Д. а.** вновь поднимается, достигая при этом несколько большей зоны равновесия. В результате профиль полёта таких **Д. а.** по высоте имеет ступенчатый характер.

Для длительных полётов **Д. а.** на постоянном барометрическом уровне применяются сферические оболочки, изготавливаемые из двух-трёх слоев плёнки, обеспечивающей необходимую прочность, прозрачность, газонепроницаемость и долговечность (оболочки закрытого типа). Они рассчитаны на значительное внутреннее давление, вызванное необходимостью компенсации как дневных разогревов и ночных охлаждений газа, так и утечек газа. При этом обеспечивается постоянный объём оболочки, необходимый для сохранения постоянства подъёмной силы. **Д. а.** с оболочками закрытого типа могут использоваться для полётов на высоте от 6 до 40 км, но основные их полёты проводятся на высоте от 12 до 30 км. Контрольно-измерительная аппаратура этих **Д. а.** обеспечивает измерение температуры и плотности атмосферы на уровне дрейфа, при этом измеряются вертикальные сдвиги ветра. Применяются **Д. а.** с оболочками закрытого типа с лёгкой измерительной аппаратурой, имеющей массу, не превышающую нескольких кг, а также **Д. а.** с избыточным давлением, поднимающие аппаратуру массой в десятки и сотни кг. Объём таких **Д. а.** достигает 30 тысяч м<sup>3</sup>; продолжительность полёта на высоте до 16 км составляет до 700 суток, а на высоте до 24 км — до 300 суток (рис. 3). Местоположение **Д. а.** определяется при помощи навигационного оборудования. При старте используются устройства, уменьшающие парусность (манжеты, стягивающие невыполненную часть оболочки, защитные экраны и др.).

*Р. В. Пятыйшев.*

Рис. 1. Схема дрейфующего аэростата: 1 — оболочка, наполненная газом; 2 — замок отцепа оболочки; 3 — парашют; 4 — подвесная система (аппаратура, балласт).

Рис. 2. Механизированный запуск дрейфующего аэростата.

Рис. 3. Траектория полёта дрейфующего аэростата на высоте 11,8 км (продолжительность полёта указана в сутках).

**дренаж и наддув топливных баков летательного аппарата** — поддержание в топливных баках заданного избыточного давления. Система **Д. и н.** — часть топливной системы, включающая устройства и трубопроводы, обеспечивающие сообщение внутренних полостей топливных баков летательного аппарата с атмосферой или источником сжатого газа. Система **Д. и н.** предназначена для обеспечения бескавитационной работы насосов; исключения потерь топлива из-за испарения; обеспечения минимального внутреннего и внешнего давлений на стенки баков; регулирования давления воздуха в баках при их заправке топливом и сливе его; выработки топлива из баков давлением сжатого газа.

Различают открытые, закрытые и комбинированные системы **Д. и н.** В открытой системе надтопливное пространство бака соединяется с окружающей атмосферой, и наддув бака осуществляется только от *скоростного напора*. Открытые системы используются на самолётах с малой высотой полёта. В закрытой системе наддув осуществляется от компрессора двигателя, баллонов со сжатым газом и т. п. Если в закрытую систему встраивается заборник наружного воздуха, то система называется комбинированной (см. рис.). Наибольшее распространение получили закрытые и комбинированные системы **Д. и н.**

Система **Д. и н.** обычно имеет так называемую линию набора и линию снижения (пикирования). Линия набора обеспечивает сброс избыточного воздуха из верхних точек баков в атмосферу через клапан, поддерживающий постоянное избыточное давление над атмосферным независимо от высоты полёта. По линии пикирования поступает воздух через задние точки баков в надтопливное пространство при снижении летательного аппарата. Линии набора и снижения рассчитываются по скорости и времени снижения или набора высоты. На некоторых режимах снижения, когда двигатель работает на малом газе и давление за компрессором снижается до значений, не обеспечивающих потребные расходы воздуха, используется заборник наружного воздуха.

Система **Д. и н.** при заправке должна автоматически поддерживать максимальное допустимое давление в баках, при сливе — предохранять баки от разрежения. Если устанавливаются пневмоэлектрические датчики верхних и нижних предельных допустимых давлений, сигнал их является управляющим для открытия предохранительных клапанов или прекращения процессов заправки и слива. Система **Д. и н.** используется в качестве средства выработки топлива дополнительны баков (например, подвесных) путем вытеснения его сжатым воздухом. Кавитационная защита насосов и предохранение запаса топлива от потерь из-за испарения определяют высотность топливной системы.

При проектировании системы **Д. и н.** существенное влияние на схему, выбор системы и её параметры оказывают требования, предъявляемые к летательным аппаратам в целом и к его компоновке.

*В. М. Цыганов.*

Схема комбинированной системы дренажа и наддува: 1 — клапан наддува; 2 — жиклёр; 3 — фильтр; 4 — коллектор; 5 — клапан дренажа; 6 — заборник наружного воздуха; 7 — обратные клапаны; 8 — линия набора; 9 — линия снижения; 10 — бак; 11 — клапан; 12 — топливозаборник; 13 — подвесной бак; 14 — линия наддува; 15 — насос; 16 — основной бак; 17 — топливопровод;  $p_n$  — давление наддува.

**дроссельные характеристики** — см. в статье *Характеристики двигателя*.

**дублет** в аэро- и гидродинамике — то же, что *диполь*.

**дублирование** (от французского *doublet* — удваивать) в системе управления — вид резервирования, имеющего минимальную избыточность.

**Дуглас** (Douglas) Доналд Уилс (1892—1981) — американский авиаконструктор. После окончания Массачусетского технологического института (1914) стал работать на фирме «Гленн Коннектикут эркрафт», с 1916 — на фирме «Гленн Мартин» в качестве главного инженера, где руководил разработкой бомбардировщика MB-1 В 1920 совместно с предпринимателем Д. Дейвисом основал авиационную фирму «Дейвис-Дуглас», которую возглавил с 1921. К этому времени Д. создал лёгкий самолет «Клаудстер». В конце 1921 Д. стал президентом фирмы «Дуглас», которой были созданы многие широко известные самолеты различных типов (бомбардировщики, штурмовики, транспортные, пассажирские). В 1967 фирма «Дуглас» слилась с фирмой «Макдоннелл», в результате чего образовалась фирма «Макдоннелл-Дуглас», почетным председателем которой Д. оставался до конца жизни.

**Д. У. Дуглас.**

**«Дуглас»** (Douglas Aircraft Company) — самолётостроительная фирма США (с 1959 с ракетостроительным сектором). Ведёт начало от фирмы «Дейвис-Дуглас» (Davis-Douglas), основана в 1920; название «Д.» — с 1921. когда ее возглавил Д. У. Дуглас; в 1967 объединилась с фирмой «Макдоннелл», образовав фирму «Макдоннелл-Дуглас». Среди первых самолётов фирмы торпедоносцы и бомбардировщики серии DT с одним поршневым двигателем. На основе модели DT-2 созданы самолёты «Уорлд крузер» со сменным колёсным или поплавковым шасси; в 1924 два

из них впервые облетели земной шар с промежуточными посадками (за 175 дней). Фирма выпускала пассажирские, почтовые и военные самолёты. Создала цельнометаллические пассажирские самолёты с убирающимися шасси: DC-1 на 12 мест (первый полёт в 1933), DC-2 на 14 мест (1934), DC-3 на 28 мест [1935, до окончания производства в 1947 построено 10654 в гражданском и военном (С-47) вариантах, выпускались по лицензии в СССР, смотри рис. в табл. XV], DC-4 на 52 места (1938), DC-6 на 48—52 места (1946), DC-7 на 60—95 мест (1953, см. рис.) Во Второй мировой войне широко использовались боевые самолёты фирмы: бомбардировщики В-18 (1935), штурмовики и лёгкие бомбардировщики А-20 (1938, построено 7385, в Великобритании имели название «Бостон» и «Хавок», во Франции — DB-7, см. рис. в таблице XX) и А/В-26 «Инвейдер» (1942, выпущено 2502), палубный пикирующий бомбардировщик SBD «Донтлесс» (1939, построено 5936). После войны на фирме созданы палубный пикирующий бомбардировщик AD «Скайрейдер» с одним поршневым двигателем (1945), тяжёлые военно-транспортные самолёты С-74 «Глоубмастер» I (1945), С-124 «Глоубмастер» II (1949), С-133 «Каргомастер» (1956). Фирма производила реактивные палубные самолёты: истребители F3D «Скайнайт» (1948) и F4D «Скайрей» (1951), первый реактивный бомбардировщик Военно-морских сил США А3D «Скайуорриор» (1952), на основе которого создан бомбардировщик В-66 «Дестройер» (1954, часть самолётов переоборудована в вариант РЭБ EB-66E). Фирмой созданы лёгкий палубный бомбардировщик А-4 «Скайхоук» (1954) и пассажирские реактивные самолёты DC-8 «Джетлайнер» с четырьмя турбореактивными двигателями (1958) и DC-9 с двумя турбореактивными двухконтурными двигателями (1965), производство которых продолжено фирмой «Макдоннелл-Дуглас». К известным экспериментальным самолётам фирмы относятся D-558-1 «Скайстрик» (1947), D-558-2 «Скайрокет» (1948) и X-3 (1952), которые использовались для исследований около- и сверхзвуковых режимов полёта. Основные данные некоторых самолётов фирмы приведены в табл. 1 и 2.

*В. В. Беляев, О. И. Губарев.*

### Пассажирский самолёт Дуглас DC-7С.

Табл. 1 — Гражданские самолёты фирмы «Дуглас»

Основ ные дан ные	DC -3	DC -7C	DC- 8-50
Первы й полёт, год	19 35	195 5	196 0
Число и тип двигат елей	2 ПД	4 ПД	4 ТРД Д
Мощн ость двигат еля, кВт	89 5	253 0	-

Тяга двигателя, КН	-	-	80,1
Длина самолёта, м	19,63	34,21	45,9
Высота самолёта, ч	5,2	9,65	12,9
Размах крыла, м	28,96	38,86	43,4
Площадь крыла, м <sup>2</sup>	91,7	152	268
Максимальная взлётная масса, т	12,7	64,86	143
Масса пустого самолёта, т	8,03	33	62
Максимальная коммерческая нагрузка, т	3	10,2	20,9

Максимальная скорость полёта, км/ч	350	570	960
Максимальная Дальность полёта, км	2420	7410	10850
Экипаж, чел.	2—3	7	4—5
Максимальное число пассажиров	28	99	189

Табл. 2 — Военные самолёты фирмы «Дуглас»

Основные данные	Штурмовики			Палубный бомбардировщик А-3D	Военно-транспортные	
	А-20Н	А-26В	А-1J		С-124С	С-133В
Первый полет, год	1942	1943	1956	1952	1953	1959
Число и тип двигателей	2 ПД	2 ПД	1 ПД	2 ТРД	4ПД	4 ТВД
Мощность	1270	1490	2290	-	2830	5590

двигателя кВт						
Тяга двигателя, кН	-	-	-	55,2	-	-
Длина самолёта, м	14,63	15,6	11,84	23,27	39,77	48
Высота самолёта, м	5,51	5,65	4,78	6,95	14,72	14,7
Размах крыла, м	18,69	21,33	15,47	22,11	53,07	54,76
Площадь крыла, м <sup>2</sup>	43,2	50,16	37,4	75,8	232,8	248
Взлётная масса, т:						
нормальная	11,79	14,52	8,62	33,11	83,92	116
максимальна я	13,61	16,56	11,34	37,2	88,22	129,7 3
Масса пустого самолёта, т	8,07	10,07	5,69	17,87	45,89	51
Максимальн ая боевая (перевозимая ) нагрузка, т	1,82	1,82	3,63	5,44	33,57	53,5
Максимальн ая скорость полета, км/ч	520	600	510	980	440	560

Максимальная дальность полёта, км (нагрузка)	3180	2250	4830	4670	4000 (22,7 т)	6400 (30т)
Потолок, м	7620	7470	9500	12500	6740	8000
Экипаж, чел.	3	3	1	3	5—8	4—7'
Число десантников	-	-	-	-	200	200
Вооружение	9 пулемётов (12,7 мм); бомбы	6 пулемётов (12,7 мм); бомбы	4 пушки (20 мм) ; НАР; бомбы	2 пушки (20 мм); бомбы	-	-

**«ДУКС»** — акционерное предприятие в Москве, один из основных поставщиков самолётов в России в Первую мировую войну. Основана в 1893. Первоначально завод выпускал велосипеды, мотоциклы, дрезины. В 1908 были изготовлены первые в России аэросани. Производство летательных аппаратов начато в 1909. В основном строились разведывательные самолёты и истребители французских моделей. В 1910—1917 выпущено свыше 1700 самолётов. В 1910 построен дирижабль «Ястреб» мягкой конструкции объёмом 2700 м<sup>3</sup>. После национализации в 1918 завод «Д.» (государственный авиационный завод №1) сыграл важную роль в развитии опытного строительства и налаживании серийного производства самолётов в СССР. В октябре 1941 завод был эвакуирован в Куйбышев (см. *Куйбышевский завод «Прогресс»*), а на его территории в Москве в декабре 1941 было воссоздано авиастроительное предприятие (см. *Московское авиационное производственное объединение имени П. В. Дементьева*).

**Дю Тампль** (Du Temple) Жан Мари Феликс **де Ла Кроа** (de La Croix) (1823—1890) — французский морской офицер, автор одного из первых проектов самолета. В 1857 запатентовал моноплан с паровой машиной и тянущим воздушным винтом. Вместе с братом отработывал конструктивную схему самолёта на моделях с приводом винтов от часовой пружины, а в 1874 они построили полноразмерный самолёт (рис. в таблице 1). Однако принятая для него энерговооружённость (4,41 кВт при полётной массе 1000 кг) не могла обеспечить полёт.

**Евстигнеев** Кирилл Алексеевич (р. 1917) — советский лётчик, генерал-майор авиации (1966), дважды Герой Советского Союза (1944, 1945). В Советской Армии с 1938. Окончил Бийскую военную школу пилотов (1941), высшие лётно-тактические курсы (1949), Военно-воздушную академию (1955; ныне имени Ю. А. Гагарина), Военную академию Генштаба Вооруженных сил СССР (1960). Участник Великой Отечественной войны. В ходе войны был лётчиком-истребителем,

командиром звена, командиром эскадрильи, заместителем командира истребительного авиаполка. Совершил около 300 боевых вылетов, сбил лично 53 и в составе группы 3 самолёта противника. После войны на командных и штабных должностях в Военно-воздушных силах. Награждён орденом Ленина, 4 орденами Красного Знамени, орденами Суворова 3-й степени, Отечественной войны 1-й и 2-й степени, Красной Звезды, медалями, а также иностранными орденами. Бронзовый бюст в селе Хохлы Шумихинского района Курганской области. Портрет смотри на стр. 226.

Соч.: Крылатая гвардия, М., 1982.

Лит.: Первая награда, в кн.: Золотые звезды Курганцев, Челябинск, 1975.

**К. А. Евстигнеев.**

**Егер** Сергей Михайлович (1914—1987) — советский авиаконструктор и учёный в области самолётостроения, член-корреспондент АН СССР (1984), профессор (1966), доктор технических наук (1963), заслуженный деятель науки и техники РСФСР (1974), Герой Социалистического Труда (1972). После окончания Московского авиационного института (1936) работал в авиационной промышленности (до 1975). Возглавлял отдел технического проектирования ОКБ А. Н. Туполева, был главным конструктором и заместителем генерального конструктора; будучи необоснованно репрессированным, в 1938—1941 находился в заключении и работал в бригаде Туполева в ЦКБ-29 НКВД. При участии Е. создано более 70 самолётов, многие из которых строились серийно (Ту-2, Ту-14, Ту-16, Ту-104, Ту-124, Ту-134, Ту-154 и др.). С 1975 заведующий кафедрой Московского авиационного института. Автор более 100 научных трудов по проектированию и конструированию самолётов. Ленинская премия (1958), Государственная премия СССР (1949, 1952, 1986). Награждён 3 орденами Ленина, орденами Октябрьской Революции, Отечественной, войны 1-й и 2-й степени, Трудового Красного Знамени, медалями.

Соч.: Проектирование самолетов, 3 изд., М., 1983; Основы автоматизированного проектирования самолетов, М., 198В (обе совместно с другими).

**С. М. Егер.**

**Екатов** Аркадий Никифорович (1897—1941) — советский лётчик-испытатель. Окончил Московскую лётную школу (1915). Как военный лётчик участвовал в Первой мировой и Гражданской войнах. С 1920 на испытательной работе. Работал на заводе №1 имени Авиахима. Испытывал самолёты: Р-1, Р-2, И-15 И-16, И-153 Н. Н. Поликарпова, МиГ-1, МиГ-3. Участник *перелёта* Москва—Пекин на самолёте Р-2 (1925). Погиб при испытаниях опытного самолёта МиГ-3. Награждён орденами Красного Знамени, Красной Звезды, 2 иностранными орденами

**А. Н. Екатов.**

**Елян** Эдуард Ваганович (р. 1926) — советский лётчик-испытатель, полковник, заслуженный лётчик-испытатель СССР (1967), Герой Советского Союза (1971). Окончил Борисоглебское военное авиационное училище лётчиков имени В. П. Чкалова (1948), школу лётчиков-испытателей (1953), Московский авиационный институт (1960). С 1953 на испытательной работе. Участвовал в доводке опытных самолётов конструкции О. К. Антонова, С. В. Ильюшина, А. И. Микояна, П. О. Сухого, А. Н. Туполева, А. С. Яковлева, в лётных испытаниях двигательных установок, испытывал первый отечественный высотный скафандр СИ-1. Проводил исследовательские полёты на специальных и критических режимах, заводские и государственные испытания первого в мире сверхзвукового пассажирского самолёта Ту-144. Летал на самолётах и вертолётах свыше 90 типов. Награждён орденами Ленина, Красного Знамени, Красной Звезды, медалями.

**Э. В. Елян.**

**Ер-2** (ДБ-240) — дальний ночной бомбардировщик, созданный под руководством В. Г. Ермолаева. Разработан в 1940 на базе двухдвигательного экспериментального самолёта «Сталь-7» конструкции Р. Л. Бартина (перекомпоновка под бомбардировщик, замена смешанной конструкции

на цельнометаллическую и т. д.). Первая серия (128 экземпляров) была выпущена с поршневым двигателем М-105 мощностью 809 кВт, а вариант с увеличенной дальностью полёта (около 300 экземпляров) с дизелями АЧ-30Б мощностью 1100 кВт. Основные данные Ер-2 этой серии: длина 16,4 м, размах крыла (типа «обратная чайка») 23 м, площадь крыла 73,1 м<sup>2</sup>; вооружение — 2 пулемёта УБ и пушка ШВАК. Бомбовая нагрузка до 5 т; взлётная масса 14,85 т (в перегрузочном варианте 18,58 т), скорость 420 км/ч, потолок 7700 м, дальность полёта 5000 км с 1 т бомб, экипаж 5 человек. Применялся в годы Великой Отечественной войны, в том числе в налётах на Берлин. См. рис. в табл. XVII.

**Ермолаев** Владимир Григорьевич (1909—1944) — советский авиаконструктор, генерал-майор инженерно-авиационной службы (1944). Окончил Московский государственный университет (1931). Работал ведущим инженером по строительству самолёта «Сталь-7». С 1939 главный конструктор. На базе пассажирского самолёта «Сталь-7» под его руководством создан дальний бомбардировщик Ер-2 (ДБ-240), применявшийся в Великую Отечественную войну. Награждён орденом Суворова 2-й степени, медалью.

**В. Г. Ермолаев.**

**Ефимов** Александр Николаевич (р. 1923) — советский военачальник, маршал авиации (1975), кандидат военных наук (1966), заслуженный военный лётчик СССР (1970), дважды Герой Советского Союза (1944, 1945). Окончил Ворошиловградскую военную авиационную школу (1942), Военно-воздушную академию (1951; ныне имени Ю. А. Гагарина), Высшую военную академию (1957; позже Военную академию Генштаба Вооружённых Сил СССР). Участник Великой Отечественной войны. В ходе войны был лётчиком-штурмовиком, командиром звена, командиром эскадрильи, штурманом штурмового авиаполка. Совершил 222 боевых вылета. После войны на ответственных должностях в Военно-воздушных силах. С 1969 1-й заместитель главнокомандующего Военно-воздушных сил, в 1984—1990 главнокомандующий Военно-воздушных сил — заместитель министра обороны СССР, с 1990 — председатель Комиссии по использованию воздушного пространства СССР при Совете Министров. Депутат Верховного Совета СССР в 1946—1950 и в 1974—1989. Награждён 3 орденами Ленина, 5 орденами Красного Знамени, орденом Александра Невского, 2 орденами Отечественной войны 1-й степени, орденами Красной Звезды, «За службу Родине в Вооружённых Силах СССР» 3-й степени, медалями, а также иностранными орденами. Бронзовый бюст в г. Миллерово Ростовской области.

**Соч.:** Над полем боя, 2 изд., М., 1980; Советские Военно-Воздушные силы, М., 1987.

**Лит.:** Игошев И., В строю крылатых, в кн.: Люди бессмертного подвига, 4 изд., кн. 1, М., 1975.

**А. Н. Ефимов.**

**Ефимов** Михаил Никифорович (1881—1919) — первый русский лётчик. В 1909 самостоятельно научился летать на планёре. Окончил лётную школу А. Фармана во Франции. 2(15) февраля 1910 аэроклуб Франции вручил Е. — первому русскому, обучавшемуся во Франции, — диплом пилота-авиатора (№31). 8(21) марта 1910 совершил в Одессе первые в России публичные полёты. В 1910 на международных соревнованиях в Ницце, Руане и Реймсе установил ряд авиационных рекордов; на 1-м Всероссийском празднике воздухоплавания в Петербурге занял 1-е место; совершил первые ночные полёты (одновременно с Л. М. Мацневичем). В последующие годы Е. работал старшим лётчиком-инструктором в Севастопольской военной авиационной школе (Кача). Впервые осуществил виражи, пикирование и планирование с выключенным двигателем; занимался изобретательской и конструкторской деятельностью. Участвовал в 1-й мировой войне (с апреля 1915) в качестве лётчика-охотника (добровольца). После Октябрьской революции 1917 перешёл на сторону Советской власти. В августе 1919 при неожиданном захвате части Одессы белогвардейским десантом Е. был расстрелян. Его именем называется одна из малых планет.

**Лит.:** Рудник В. А., Соперники орлов, М., 1981.

## М. Н. Ефимов.

**Ефремов** Василий Сергеевич (р. 1915) — советский лётчик, полковник, дважды Герой Советского Союза (дважды 1943). В Советской Армии с 1934. Окончил военную авиационную школу лётчиков (1937), Военно-воздушную академию (1949; ныне имени Ю. А. Гагарина). Участник советско-финляндской и Великой Отечественной войн. В ходе войны был командиром звена, командиром эскадрильи бомбардировочного авиаполка. Совершил 340 боевых вылетов, экипаж его бомбардировщика уничтожил 32 самолёта противника на аэродромах и 4 в воздушных боях. После войны заместитель командующего авиаполка, инструктор в авиационном училище, лётчик-испытатель. Награждён 2 орденами Ленина, орденом Красного Знамени, 2 орденами Отечественной войны 1-й степени, орденом Красной Звезды, медалями. Бронзовый бюст в Волгограде.

Соч.: Эскадрильи летят за горизонт, Волгоград, 1978,

Лит.: Ковалев В., Потомственный волжанин, в кн.: Люди бессмертного подвига, 4 изд., кн. 1. М., 1975.

## В. С. Ефремов.

**жабры гидросамолёта** — пластины трапециевидной формы, которые крепятся к бортам гидросамолёта (летающей лодки) в средней части и обеспечивают его поперечную остойчивость (см. рис.). **Ж.** заменяют подкрыльные поплавки гидросамолета. Размеры **Ж.** и их положение по высоте и длине лодки выбираются из условия обеспечения поперечной остойчивости гидросамолёта с учётом прироста ударных нагрузок при ударе **Ж.** о волну. Обычно **Ж.** устанавливаются непосредственно над скулами.

**Ж.** создают дополнительное гидродинамическое и аэродинамическое сопротивление и поэтому редко применяются в гидроавиации.

**Жаворонков** Семён Фёдорович (1899—1967) — советский военачальник, маршал авиации (1944). В Советской Армии с 1918. Окончил Военно-политическую академию (1926), курсы усовершенствования комсостава при Военно-воздушной академии Рабоче-крестьянской Красной Армии имени профессора Н. Е. Жуковского (1932; ныне Военно-воздушная инженерная академия имени профессора Н. Е. Жуковского), оперативный факультет этой же академии (1936), Качинскую военную авиационную школу лётчиков имени А. Ф. Мясникова (1933), Высшие академические курсы при Высшей. военной академии (1949). Участник Гражданской и Великой Отечественной войн. Командующий Военно-воздушными силами флота (1938—1939), начальник авиации Военно-морского флота (1939—1946), начальник Главного управления ГВФ (1949—1957). Награждён 2 орденами Ленина, 4 орденами Красного Знамени, 2 орденами Ушакова 1-й степени, орденами Нахимова 1-й степени, Кутузова 2-й степени, Трудового Красного Знамени, медалями.

Лит.: Крылов А., Соколов В., Маршал авиации С. Жаворонков, в кн.: Полководцы и военачальники Великой Отечественной, 2 изд., (в. 1, М., 1971).

## С. Ф. Жаворонков.

**жаропрочные сплавы** — металлические материалы, обладающие высоким сопротивлением пластической деформации и разрушению в условиях воздействия высоких температур и окислительных сред. Из **Ж. с.** изготавливаются тяжелонагруженные детали авиационных газотурбинных двигателей. **Ж. с.** могут быть на алюминиевой, титановой, железной, медной, кобальтовой и никелевой основах. Наиболее широкое применение в авиационной двигателестроении получили никелевые **Ж. с.** (рабочие и сопловые лопатки, диски ротора турбины, жаровые камеры и т. д.). В зависимости от технологии изготовления **Ж. с.** на основе никеля подразделяются на литейные, деформируемые и порошковые. Наиболее жаропрочными являются литейные сложнелегированные сплавы на никелевой основе, способные работать до

температур 1050—1100{{°}}С в течение сотен и тысяч часов при высоких статических и динамических напряжениях.

Жаропрочность сплавов, оцениваемая пределами длительной прочности или ползучести при высоких температурах, определяется прежде всего их структурой и составом. По своей структуре **Ж. с.** должны быть многофазными с прочными границами зёрен и фаз. В никелевых **Ж. с.** это требование обеспечивалось комплексным многокомпонентным легированием. При этом жаропрочность сплавов тем выше, чем больше объёмная доля упрочняющих фаз и выше их термическая стабильность, то есть устойчивость против растворения и коагуляции при повышении температуры.

Помимо жаропрочности **Ж. с.** должны обладать комплексом других свойств: жаростойкостью, то есть сопротивлением окислению на воздухе или газовой коррозии в агрессивных средах; выносливостью, то есть сопротивлением динамическим нагрузкам при высоких температурах; термостойкостью, то есть способностью выдерживать большое число теплосмен без образования трещин. **Ж. с.** должны быть также нечувствительными к концентрации напряжений и обладать высокой эрозионной стойкостью, то есть противостоять износу в газовом потоке. Для защиты от окисления на детали из **Ж. с.** наносят специальные покрытия. Важная характеристика **Ж. с.** — их технологичность, например, жидкотекучесть, свариваемость, деформируемость. Повышение рабочих характеристик **Ж. с.** достигается не только совершенствованием системы легирования и оптимизацией химического состава, но и применением прогрессивных методов технологии их изготовления (вакуумная металлургия, направленная кристаллизация, порошковая металлургия и т. д.). Сплавы с такой структурой имеют повышенную жаропрочность.

Впервые жаропрочные стали для газотурбинных двигателей были разработаны и применены в 1938. В 1941—1942 удалось создать первые высокожаропрочные сплавы на основе никеля, являющиеся основными материалами газотурбинного двигателя. В разработке и всестороннем исследовании **Ж. с.** большую роль сыграли отечественные металлургические школы А. А. Бочвара, Г. В. Курдюмова, С. Т. Кишкина и других учёных. Значительный вклад в разработку процессов получения изделий и полуфабрикатов из деформируемых и порошковых сплавов внесён А. Ф. Беловым и его школой.

О **Ж. с.** на основе алюминия, титана, меди и железа смотри соответственно в статьях *Алюминиевые сплавы*, *Титановые сплавы*, *Медные сплавы*, *Сталь*.

*И. Л. Светлов, О. Х. Фаткуллин.*

**жаростойкие сплавы**, **окалиностойкие**, — металлические материалы, стойкие против интенсивного окисления в воздухе или в смеси воздуха с газообразными продуктами сгорания топлива при температуре 800—1100{{°}}С. Жаростойкость материала обеспечивается за счёт образования на его поверхности при высоких температурах тонкого слоя оксида, изолирующего сплав от непосредственного контакта с кислородом и препятствующего интенсивному окислению. Способность оксидной плёнки защищать сплав от активного взаимодействия с кислородом определяется главным образом механической плотностью плёнки, прочностью её сцепления с основным материалом, а при высоких температурах и сопротивлением оксида диффузионному проникновению ионов металла и кислорода. Жаростойкость материалов характеризуется изменением массы на единицу поверхности за время пребывания при данной температуре.

Основой **Ж. с.**, применяемых в авиастроении, являются никель и сплавы никель — железо и кобальт — никель (см. *Жаропрочные сплавы*). Однако высокотемпературные оксиды этих металлов (особенно оксиды железа и кобальта) не обеспечивают достаточно эффективной защиты от диффузионного проникновения реагирующих компонентов. Для получения на поверхности указанных материалов оксидной плёнки с высокой защитной способностью они должны содержать хром. Этот металл, обладая более высокой теплотой окисления, чем другие компоненты сплава, образует при высокой температуре на поверхности сплавов плёнку тугоплавкого оксида

хрома  $\text{Cr}_2\text{O}_3$ , защитная способность которого выше, чем у оксидов никеля, железа и кобальта.

Другим элементом, способным создавать эффективные защитные оксидные плёнки, особенно на никелевых и никель-железных сплавах, является алюминий. При содержании хрома в сплаве 10—16% достаточно 3—4% алюминия для образования при высокотемпературном окислении плёнки оксида алюминия  $\text{Al}_2\text{O}_3$ , которая может обеспечить более надёжную защиту, чем  $\text{Cr}_2\text{O}_3$ . На окалиностойкость **Ж. с.** положительно влияют малые добавки некоторых активных элементов (кальций, иттрий, церий, лантан и т. п.).

Помимо химического воздействия газовой среды **Ж. с.** могут испытывать действие механических нагрузок при рабочих температурах, в связи с чем в жаростойкую композицию вводят некоторое количество *тугоплавких металлов* (например, молибдена, вольфрама), что повышает жаропрочность за счёт замедления самодиффузии в твёрдом растворе, не выводя сплав из однофазного состояния. Ещё более эффективно упрочнение за счёт старения. С этой целью в сплав вводят алюминий, титан, ниобий, образующие термостабильные химические соединения с переменной растворимостью в основе сплава, что позволяет с помощью термической обработки (заковки и старения) резко повысить кратковременную и длительную прочность **Ж. с.** Стареющие сплавы, как правило, обладают пониженными технологическими свойствами (свариваемость, пластичность), что ограничивает возможность упрочнения **Ж. с.** старением.

*М. Я. Львовский.*

**Жданов** Константин Иванович (1906—1986) — советский конструктор воздушных винтов, доктор технических наук (1965), заслуженный изобретатель РСФСР (1970), Окончил Томский политехнический институт (1930). Работал в Центральном институте авиационного моторостроения и в КБ при заводе воздушных винтов в Москве. В 1939—1972 главный конструктор ОКБ в г. Ступино Московской области. Руководил разработкой воздушных винтов изменяемого шага и вспомогательных силовых установок. Винты его конструкции устанавливались на многих советских самолётах с поршневыми и турбовинтовыми двигателями (от И-16 до Ан-22). Ленинская премия (1958), Государственная премия СССР (1946). Награждён 3 орденами Ленина, 2 орденами Отечественной войны 1-й степени, орденом Красной Звезды, медалями.

**К. И. Жданов.**

**жёсткий дирижабль** — дирижабль, у которого неизменность формы корпуса обеспечивается жёстким каркасом. Клетки каркаса, образуемые стрингерами и шпангоутами, скреплены расчалками. С наружной стороны каркас покрыт обшивкой (матерчатой, из металлических листов или пластмассовых панелей). Внутри корпуса, в отсеках между главными (расчаленными) шпангоутами, размещаются 12—16 заполненных *подъёмным газом* баллонов из газонепроницаемого материала (так называем газные мешки). Число их определяется условиями безопасности дирижабля («воздушной непотопляемостью»). Объём каждого баллона выбирается таким, чтобы при его повреждении утечка подъёмного газа могла компенсироваться сбрасыванием *балласта* или аэродинамической подъёмной силой **Ж. д.**, летящего с соответствующим *углом атаки*. Снизу к каркасу корпуса **Ж. д.** крепится *гондола*. На корме размещаются крестообразно расположенные поверхности (планы) оперения.

**Ж. д.** строились объёмом от 20 до 240 тысяч  $\text{м}^3$  и использовались для военных целей в годы Первой мировой войны, для перевозки пассажиров и почты и выполнения экспедиционных задач в период между Первой и Второй мировыми войнами. Основные характеристики крупнейших построенных **Ж. д.** приведены в статье *Дирижабль*.

Достоинства **Ж. д.**: постоянство формы и размеров корпуса; деление газового пространства на независимые отсеки, обеспечивающее полёт летательного аппарата в случае опорожнения любого из отсеков; доступ в полёте ко всем жизненно важным узлам и системам; возможность замены

двигателей и газовых баллонов без полного выпуска подъёмного газа из корпуса дирижабля; хорошая термоизоляция подъёмного газа, препятствующая резким колебаниям статической подъёмной силы.

Лит: Калиновский П. Т., Строительная механика жесткого воздушного корабля, М.—Л., 1934; Гарф Б. А., Никольский В. И., Проектирование металлических конструкций дирижаблей. М. —Л.. 1936.

В. И. Никольский. Р. В. Пятыйшев.

**жесткость** авиационных конструкций — способность конструкций летательного аппарата сопротивляться деформациям под действием внешних сил, а также мера сопротивления этим силам. Значение **Ж.** определяется связью показателя упругих деформаций и нагрузки. **Ж.** — одна из важнейших характеристик летательного аппарата, от которой непосредственно зависит безопасность его эксплуатации, является показателем совершенства конструкции по условиям статической и динамической *аэроупругости*, а также *статической прочности*.

Такие авиационные конструкции, как крыло, оперение, фюзеляж и другие, которые в расчётах схематизируются балкой, характеризуются изгибной и крутильной **Ж.** — соответственно  $EJ$  и  $GI$ ; двумерные конструкции (тонкая *несущая поверхность* малого удлинения и др.), схематизируемые пластиной, — матрицей коэффициентов влияния  $a_{ij}$ , связывающих прогибы конструкции в некоторых точках поверхности  $i$  под действием единичной силы, приложенной в точке  $j$  и направленной, как и прогибы, по нормали к поверхности. Для пространственных конструкций **Ж.** может быть определена более сложной системой коэффициентов влияния, связывающих прогибы элементов конструкции и повороты в нескольких направлениях под действием сосредоточенных сил и моментов. На рисунке показано типичное для современного пассажирского самолёта распределение по размаху крыла относительных изгибной и крутильной **Ж.**:  $\{EI\} = EJ/(q_{\max} SL^2)$ ;  $\{GI\} = GI/(q_{\max} SL^2)$ , где  $q_{\max}$  — предельный скоростной напор,  $S$  и  $L$  — площадь и размах крыла.

Мера безопасности конструкции от *флаттера*, а также эффективность органов управления (но не критическая скорость *реверса*) прямо зависят от **Ж.** проводки управления. Для современных самолётов характерно снижение относительной **Ж.** конструкции, обусловленное ростом скоростей полёта, использованием всё более тонких аэродинамических профилей, высокопрочных материалов, увеличением размеров и нагревом конструкции летательных аппаратов,

Снижение **Ж.** или увеличение упругости ведёт к усложнению требований к конструкции, которая должна быть не только прочной, но также обеспечивать безопасность от флаттера, управляемость и устойчивость летательного аппарата. Деформации самолёта оказывают сильное влияние и на его форму в полёте, несущие свойства, распределение аэродинамических нагрузок. Например, для летящего горизонтально самолёта со стреловидным крылом характерно снижение изгибающих моментов в корне крыла, обусловленное только упругостью конструкции. Для других самолётов, например, бесхвостой схемы и с крылом малого удлинения, возможно увеличение нагрузок и напряжений в корне крыла. С начала 30-х гг. осуществляется нормирование допустимых общих деформаций авиационных конструкций. Важное значение имеет правильное определение жёсткостных характеристик сложных конструкций, а при необходимости их рациональное изменение и упрощённое воспроизведение с использованием моделирования явлений аэроупругости в аэродинамических трубах на упруго- и динамически-подобных моделях. Современные расчётные и экспериментальные методы определения жёсткостных характеристик тесно связаны с исследованиями прочности самолёта, в частности на основе метода конечного элемента и статических испытаний самолёта.

Г. А. Амирьянц.

Распределение относительных изгибной и крутильной жёсткостей по размаху крыла для

пассажирского самолета.

**живучесть** летательного аппарата — см. в статьях *Боевая живучесть. Эксплуатационная живучесть*.

**Жигарев** Павел Фёдорович (1900-1963) — советский военачальник, Главный маршал авиации (1955). В Советской Армии с 1919. Окончил кавалерийскую школу (1922), военную школу лётчиков (1927), Военно-воздушную академию Рабоче-крестьянской Красной Армии имени профессора Н. Е. Жуковского (1932; ныне Военно-воздушной инженерной академии имени проф. Н. Е. Жуковского). Участник Великой Отечественной войны. Командующий Военно-воздушными силами Советской Армии (1941—1942), командующий Военно-воздушными силами Дальневосточного фронта (1942—1945), командующий Воздушной армией в войне с Японией (1945), главнокомандующий Военно-воздушных сил (1949—1957), начальник Главного управления ГВФ (1957—1959). Депутат Верховного Совета СССР в 1950—1962. Награждён 2 орденами Ленина, 3 орденами Красного Знамени, орденами Кутузова 1-й степени, Красной Звезды, медалями.

*Лит.:* Руденко С.. Видный авиационный военачальник, «Военно-исторический журнал», 1970, №12.

**П. Ф. Жигарев.**

**жидкостный ракетный двигатель** (ЖРД) — *ракетный двигатель*, работающий на жидком ракетном топливе. Нашёл применение на различных ракетах и некоторых самолётах. По назначению различают ЖРД маршевые, корректирующие, рулевые, тормозные, стартовые, стабилизирующие, ориентационные. ЖРД бывают одно- и многократного использования, одно- и многократного включения, одно-, многорежимные и с регулируемой тягой.

ЖРД состоит из одной или нескольких основных камер, агрегатов подачи топлива, элементов автоматики, устройств для создания управляющих усилий и моментов, рамы, магистралей и вспомогательных устройств и агрегатов. Высокотемпературные газообразные продукты сгорания топлива, образующиеся в камере двигателя, разгоняются в реактивном сопле и истекают наружу, создавая реактивную *тягу двигателя*. Система подачи топлива ЖРД вытеснительная или насосная. В вытеснительной системе топливо подаётся в камеру путём вытеснения из баков газами, давление которых превышает давление в камере сгорания, в насосной системе подачи обычно применяется турбонасосный агрегат (ТНА). ЖРД с турбонасосными агрегатами бывают двух основных схем: без дожигания и с дожиганием генераторного газа в камере двигателя. ЖРД с дожиганием не имеют потери удельного *импульса тяги*, обусловленной приводом ТНА. В зависимости от назначения ЖРД могут иметь различные параметры; тягу — от десятых долей Н до несколько МН, удельный импульс тяги — примерно до 4,5 км/с для двух компонентных топлив и до 5 км/с для трехкомпонентных топлив.

Создание высокоэффективного надёжного ЖРД связано с решением ряда проблем. Необходимы рациональный выбор топлива и обеспечение совершенства рабочего процесса. Требуется устойчивая работа во всём диапазоне рабочих режимов без развития НЧ и ВЧ колебаний давления. Значительные трудности связаны с организацией охлаждения камеры двигателя, на которую воздействуют агрессивные продукты сгорания при температурах до 5000 К и давлениях до десятков МПа. Сложной задачей является создание надёжного турбонасосного агрегата для подачи топлива при давлениях до десятков МПа и расходах до нескольких т/с.

Схема ЖРД предложена К. Э. Циолковским в 1903. Первые ЖРД были разработаны и испытаны в США Р. Годдардом в 1922, в Германии Г. Обертом в 1929. Первые отечественные ЖРД ОРМ-1 и ОРМ разработаны и испытаны В. Л. Глушко в 1930—1931, ОР-2 и двигатель 10 разработаны и испытаны Ф. А. Цандером в 1931—1933. В 1942 лётчик Г. Я. Бахчиванджи совершил полет на первом советском реактивном самолете БИ с ЖРД тягой 10,8 кН. В 1943—1946 были проведены

лётные испытания вспомогательного авиационного ЖРД, созданных под руководством Глушко. Во второй половине 40-х и в 50-е гг. за рубежом строились экспериментальные самолёты с ЖРД и опытные самолёты с комбинированными силовыми установками (ТРД + ЖРД). Однако широкого применения ЖРД в авиации не получил из-за большого удельного расхода топлива.

*Лит.:* Основы теории и расчета жидкостных ракетных двигателей под редакцией В. М. Кудрявцева; 3 изд., М., 1983; Глушко В. П., Развитие ракетостроения и космонавтики в СССР. 3 изд., М., 1987, Алемасов В. Е., Дрегалин А. Ф., Тишин А. П., Теория ракетных двигателей, 4 изд., М., 1989.

*Ю. В. Ильин.*

**жизненный цикл летательного аппарата** — совокупность взаимосвязанных во времени процессов последовательного изменения состояния летательного аппарата, начиная с исследования и обоснования создания летательного аппарата до снятия его с эксплуатации. **Ж. ц.** включает в качестве отдельных стадий исследование и обоснование разработки, разработку (проектирование, изготовление и испытания опытных образцов летательного аппарата), серийное производство летательного аппарата, его эксплуатацию, включая все виды ремонта. Разработка новой авиационной техники складывается из предварительных, проработок, разработки технической предложения (аванпроекта); эскизного проектирования и постройки макета в натуральную величину с полной компоновкой оборудования; рабочего проектирования — разработки рабочих чертежей будущих агрегатов и систем; постройки опытных образцов для лётных испытаний и образцов для проведения наземных прочностных и других испытаний; лётных испытаний.

После получения технического задания от заказчика КБ-разработчик, используя имеющийся научно-технический задел и научный прогноз совершенствования авиационной техники, а также выполнив испытания моделей в аэродинамических трубах, определяет облик будущего летательного аппарата — создаёт техническое предложение. Затем проводятся экспериментальные работы для подтверждения ранее принятых решений, уточняются отдельные параметры, расчётные характеристики и аэродинамическая компоновка летательного аппарата. Перечисленные работы сопровождаются обширными испытаниями в аэродинамических трубах и на стендах.

В процессе рабочего проектирования происходят конкретизация и детализация проекта. Методы автоматизирования проектирования и конструирования узлов и деталей позволяют не только решать вопросы обеспечения требуемой эффективности летательного аппарата, но и оптимизировать технологические решения.

Изготовленные опытные образцы летательного образования подвергаются всесторонним испытаниям для подтверждения выполнения заданных требований, необходимой надёжности, ресурса и оценки проекта. Серийное производство летательного аппарата включает подготовку производства и серийный выпуск летательного аппарата. Время эксплуатации летательного аппарата отсчитывается со дня поступления первых образцов летательного аппарата заказчику (покупателю) и заканчивается списанием последнего летательного аппарата данной модели, включая её модификации.

*П. Н. Белянин, В. Н. Крысин.*

**жилет спасательный** — индивидуальное спасательное средство, предназначенное для поддержания человека на плаву в определенном положении (в авиации — членов экипажа при вынужденном покидании летательного аппарата над водкой поверхностью или членов экипажа и пассажиров при вынужденной посадке летательного аппарата на воду). **Ж. с.** обычно выполняется в виде подковообразных подушек или надувных камер, наполняемых от автономного источника сжатого газа. **Ж. с.** закрепляется с помощью привязных ремней на верхней части туловища (вокруг шеи и на груди) человека.

**Жиффар** (Giffard) Анри (1825-1882) — французский конструктор дирижаблей и аэростатов,

воздухоплаватель. В 1851 построил дирижабль (объём 2,5 тысячи м<sup>3</sup>) с паровой машиной (мощностью 2,2 кВт), вращавшей воздушный винт. В качестве руля использовался особый парус, закреплённый в корме оболочки. 24 сентября 1852 **Ж.** совершил на этом дирижабле полёт, поднявшись на высоту 1800 м. Второй дирижабль (объём 3,2 тысячи м<sup>3</sup>) **Ж.** совместно с механиком Г. Ионом испытал в 1855. В 1868 для Лондонской всемирной выставки **Ж.** построил привязной аэростат объёмом 11,5 тысяч м<sup>3</sup> для подъёма 30 человек, на высоту до 600 м. В 1878 для Парижской выставки построил привязной аэростат объёмом 25 тысяч м<sup>3</sup>. Аэростат поднимал в гондоле 40 пассажиров на высоту 500 м. За 2,5 месяца работы выставки было поднято 40 тысяч посетителей. **Ж.** изобрёл струйный инжектор для паровых котлов, носящий его имя.

### А. Жиффар.

**Жуков** Александр Иванович (1895—1980) — советский летчик-испытатель. Работал с 1911 на Московском аэродроме, самостоятельно научился летать, и в 1918 ему было присвоено звание лётчика. В 1924—1953 на испытательной работе. Начальник первой в СССР лётной школы при заводе №1 имени Авиахима. Им обучено лично около 350 лётчиков. Среди его учеников: *В. П. Чкалов, М. М. Громов, М. А. Нюхтиков, Ю. А. Антипов* и др. Выполнил облёт 2500 серийных самолётов, выпущенных заводом №1. Провёл заводские испытания 40 типов самолётов, в том числе первого советского истребителя И-1, испытания на штопор многих самолётов ОКБ Н. Н. Поликарпова и А. И. Микояна. Награждён орденами Ленина, Отечественной войны 1-й степени, Красной Звезды, медалями.

*Лит.:* [Котлярский М. Я.](#), Окрыленные, М., 1970.

### А. И. Жуков.

**Жуковский** Николай Егорович (1847—1921) — русский учёный в области механики, основоположник современной гидроаэродинамики. Окончил физико-математический факультет Московского университета (1868). С 1870 преподаватель физики 2-й Московской женской гимназии, с 1872 преподаватель математики, с 1874 доцент кафедры аналитической механики Императорского технического училища (ИТУ, с 1917 — Московское высшее техническое училище). В 1876 защитил магистерскую диссертацию «Кинематика жидкого тела». За исследование «О прочности движения» **Ж.** была присуждена степень доктора прикладной математики (1882). С 1885 преподавал теоретическую механику в Московском университете. В Московском высшем техническом училище и Московском университете **Ж.** работал до конца жизни. В 1894 **Ж.** был избран член-корреспондентом Петербургской АН; в 1900 выдвинут кандидатом в действительные члены Петербургской АН, но снял свою кандидатуру, не желая оставлять преподавание в Московском университете и ИТУ, так как избрание означало бы переезд в Петербург. В 1905 избран президентом Московского математического общества.

Под руководством **Ж.** при механическом кабинете Московского университета в 1902 была сооружена одна из первых в Европе аэродинамических труб, а в 1904 в поселке Кучино под Москвой создан первый в мире аэродинамический институт. В том же году **Ж.** организовал воздухоплавательную секцию в Обществе любителей естествознания, антропологии и этнографии. В 1910 при непосредственном участии **Ж.** в ИТУ была открыта аэродинамическая лаборатория. В 1910—1912 **Ж.** прочитал в ИТУ курс лекций «Теоретические основы воздухоплавания», в котором были систематизированы теоретические работы самого **Ж.**, его ученика *С. А. Чаплыгина*, а также экспериментальные исследования аэродинамических лабораторий Московского университета, ИТУ и зарубежных лабораторий. С 1913 преподавал на курсах офицеров-лётчиков при ИТУ, там же было создано Авиационное расчётно-испытательное бюро, в котором под руководством **Ж.** разрабатывались методы аэродинамического и прочностного расчёта самолётных конструкций. Во время Первой мировой войны **Ж.** разрабатывал теорию бомбометания, занимался вопросами баллистики артиллерийских снарядов, читал курсы по баллистике, воздухоплаванию, специальным вопросам гидромеханики и работал над различными проблемами теоретической механики.

После Октябрьской революции 1917 **Ж.** и коллектив учёных, руководимый им, включились в дело создания советской авиации. В декабре 1918 Советским правительством по предложению **Ж.** был учреждён Центральный аэрогидродинамический институт (ЦАГИ), руководителем которого он был назначен. Основанные **Ж.** теоретические курсы для лётчиков были реорганизованы в Московский авиационный техникум, на базе которого в 1920 создан Институт инженеров Красного Воздушного Флота (ныне Военно-воздушная инженерная академия имени профессора Н. Е. Жуковского).

**Ж.** заложил основы единой научной дисциплины — экспериментальной и теоретической аэродинамики, оказавшей впоследствии огромное влияние на развитие авиации. Первые исследования **Ж.** по теории полёта относятся к 1890. Работа «О парении птиц» (1891), в которой исследуется механизм парения с набором высоты и впервые рассматриваются возможные эволюции при парении, в том числе «мёртвая петля», и статья «О наивыгоднейшем угле наклона аэропланов» (1897) послужили основанием для создания методов аэродинамического расчёта самолёта. В статье «К теории летания» (1890), «О крылатых пропеллерах» (1898), «О полезном грузе, поднимаемом геликоптером» (1904) рассматриваются вопросы тяги винта. В работах «О падении в воздухе лёгких продолговатых тел, вращающихся около своей продольной оси» (1906) и «О присоединённых вихрях» (1906) **Ж.** изложил открытый им в 1904 принцип образования подъёмной силы крыла аэроплана и сформулировал теорему, позволяющую определять её значение. Теорема **Ж.**, устанавливающая связь подъёмной силы с *циркуляцией скорости*, является основой прикладной аэродинамики. В цикле работ **Ж.** 1910—1912 «О контурах поддерживающих поверхностей аэропланов» (1910), «Геометрические исследования о течении Кутта» (1911—1912) и других и в ряде работ Чаплыгина предложен способ определения циркуляции, основанный на условии плавного схода потока с острой кромки профиля. Эти исследования завершили создание теории профиля крыла. В этих работах также развит математический аппарат для решения задач обтекания крыла, дан метод построения теоретических «профилей Жуковского». В 1912—1918 **Ж.** опубликовал 4 статьи под общим названием «Вихревая теория гребного винта», в которых, опираясь на разработанную им теорию крыла, установил законы распределения скоростей у лопасти винта, послужившие теоретической основой для проектирования воздушных винтов.

В работах «Динамика аэропланов в элементарном изложении (1913—1916), «Аэродинамический расчёт аэропланов» (1917), «Исследование устойчивости конструкций аэропланов» (1918), «К задаче о прочности аэропланов» (1918), «Элементарная теория устойчивости аэропланов» (1920) **Ж.** создаёт основы аэродинамического расчёта самолётов, расчёта динамической продольной устойчивости и прочности самолётов.

**Ж.** — автор многочисленных оригинальных исследований в области механики твёрдого тела, астрономии, математики, гидродинамики и гидравлики, прикладной механики, теории регулирования машин и др. Для его работ характерно сочетание глубоких теоретических изысканий с инженерным подходом к решению технических задач. Он был также автором классических учебников по теоретической механике для университетов и технических вузов.

В ознаменование пятидесятилетия научной деятельности **Ж.** и больших заслуг его как «отца русской авиации» в 1920 правительством был издан декрет об учреждении премии имени профессора Н. Е. Жуковского «За наилучшие труды по математике и механике», об издании трудов **Ж.**, а также о ряде льгот для самого учёного. В связи со 100-летием со дня рождения **Ж.** в январе 1947 Совет Министров СССР учредил 2 ежегодные премии имени профессора Н. Е. Жуковского с вручением золотой и серебряной медалей, а также стипендии имени Н. Е. Жуковского для студентов старших курсов Московского государственного университета, Московского авиационного института, Московского высшего технического училища. Именем **Ж.** названы город в Московской области, Центральный аэрогидродинамический институт, Харьковский авиационный институт; Военно-воздушная инженерная академия. В городах Москва, Жуковский и Железнодорожный сооружены памятники учёному, создан научно-мемориальный музей **Ж.** в

Москве.

Соч.: Полн. собр. соч., т. 1—9, М.—Л., 1935—37; Полн. собр. соч., Лекции, в. 1—7, М.—Л., 1938—39; Собр. соч., т. 1—7, М.—Л., 1948—50; Теоретическая механика, 2 изд., М.—Л., 1952.

Лит.: Келдыш М. В., Научное наследство профессора Н. Е. Жуковского, «Техника воздушного флота», 1947, №1: Лейбензон Л. С., Н. Е. Жуковский, М.—Л., 1947; Голубев В. В., Н. Е. Жуковский, М., 1947; Христианович С. А., Научное наследие Н. Е. Жуковского, М., 1951; Свищев Г. П., Научные исследования Н. Е. Жуковского и авиация, Ученые записки Центрального аэрогидродинамического института, 1972, № 1; Космодемьянский А. А., Н. Е. Жуковский, М., 1984.

## Н. Е. Жуковский.

**Жуковского премии и медали.** Конкурс на премию имени профессора Н. Е. Жуковского «За наилучшие труды по математике и механике» учреждён 3 декабря 1920 постановлением правительства Российской Федерации. Присуждение годичной премии возлагалось на Народный комиссариат просвещения, в состав жюри входил Н. Е. Жуковский. Первыми лауреатами этого конкурса были А. И. Некрасов (1922) и С. А. Чаплыгин (1925). В 1925—1940 конкурс не проводился. 10 октября 1940 постановлением Совет Народных Комиссаров «О премиях имени профессора Н. Е. Жуковского за лучшие работы по аэродинамике» проведение конкурса и выплата премий возложены на Центральный аэрогидродинамический институт. Установлены три премии — 1-й, 2-й и 3-й степени. Председателем жюри назначен Чаплыгин. За 1940 премиями были отмечены работы учёных Центрального аэрогидродинамического института — Г. М. Мусинянца, С. А. Христиановича, Г. Н. Абрамовича.

Великая Отечественная война прервала работу жюри. 11 января 1947 в связи со 100-летием со дня рождения Жуковского решением Совета Министров СССР учреждены две премии и две медали имени профессора Н. Е. Жуковского, присуждаемые ежегодно советским учёным «за лучшие работы по теории авиации» (аэро- и гидродинамика, теория горения и теория прочности самолётов и двигателей) и за выдающиеся учебные пособия по авиационным дисциплинам, — премия 1-й степени с вручением золотой настольной медали имени профессора Н. Е. Жуковского и премия 2-й степени с вручением серебряной настольной медали имени профессора Н. Е. Жуковского. Присуждение премий возлагалось на жюри, утверждаемое совместно Президиумом АН СССР и Министерство авиационной промышленности СССР. Председателем жюри являлся начальник Центрального аэрогидродинамического института. Представленные работы могли быть выполнены как группой авторов, так и отдельными лицами. Медаль присуждалась руководителю работы. Премии, медали и дипломы лауреатам вручались в день рождения Жуковского — 17 января. За период 1920—1991 звания «Лауреат премии имени профессора Н. Е. Жуковского» удостоены 279 советских ученых.

## Золотая медаль имени профессор Н. Е. Жуковского.

**Жуковского профиль** — профиль с затупленной передней и острой задней кромками, контур и аэродинамические характеристики которого вычисляются по аналитическим формулам. Назван по имени Н. Е. Жуковского, впервые предложившего использовать его в качестве профиля крыла самолёта.

Контур **Ж. п.** определяется применением так называем конформного преобразования к двум соприкасающимся окружностям  $K$  и  $K_1$  на вспомогательной комплексной плоскости  $\{\xi\}$  (см. рис.); при этом окружность  $K$  переводится в дугу  $P$  окружности, а окружность  $K_1$  — в замкнутую кривую  $P_1$ , охватывающую дугу  $P$  и представляющую собой искомым контур **Ж. п.** В точке  $2c$  кривая  $P_1$  касается дуги  $P$ , подходя к ней с обеих сторон и образуя остриё. Рассматриваемая задача содержит три произвольных параметра:  $c$ ,  $k$ ,  $\{\varepsilon\}$ , которые определяют соответственно хорду, изгиб, или кривизну, и толщину профиля, Путём варьирования значений

этих параметров можно получить большое разнообразие форм **Ж. п.** В частности, при  $k = 0$  имеем симметричный профиль, который называется **рулём Жуковского**.

Поле *безвихревого течения*, около **Ж. п.**, помещённого в однородный поток несжимаемой жидкости, при наличии *циркуляции скорости*  $\Gamma$  вокруг него определяется комплексным потенциалом, который записывается в явном виде. Значение  $\Gamma$  находится из *Чаплыгина — Жуковского условия*: обращение в нуль вектора скорости обтекающего потока в острой задней кромке профиля. По известному полю скоростей определяется поле давлений на основе *Бернулли уравнения* и вычисляются все аэродинамические характеристики **Ж. п.**: коэффициент подъёмной силы, центр давления и т. д.

### Построение профиля Жуковского.

**Жуковского теорема** устанавливает связь между вектором аэродинамической силы, приложенной к профилю, и *циркуляцией скорости*  $\Gamma$  вокруг него и формулируется так: при безотрывном обтекании произвольного профиля однородным установившимся потенциальным потоком идеальной несжимаемой жидкости его сила сопротивления  $X = 0$ , а подъёмная сила вычисляется по формуле

$$Y = -\{\rho\}|\mathbf{V}\{\infty\}|\Gamma$$

где  $\{\rho\}$  — плотность,  $\mathbf{V}\{\infty\}$  — вектор скорости набегающего потока. Была доказана *Н. Е. Жуковским* (1904) путём применения *импульсов теоремы* к контрольному контуру, охватывающему профиль.

Значение **Ж. т.** состоит в том, что она связывает создание подъёмной силы с образованием вихрей в потоке. Но она не даёт ответа на вопросы: как образуются вихри в потоке идеальной жидкости и чему равно значение  $\Gamma$  (неединственность решения задачи). Эти вопросы взаимосвязаны, и ответы на них следует искать в проявлении свойств (неидеальности среды — в проявлении сил трения).

Пусть профиль с острой задней кромкой, который обычно применяется в прикладной аэродинамике, начал мгновенно двигаться с постоянной скоростью из состояния покоя (согласно **Ж. т.** значение подъёмной силы на установившемся режиме не зависит от предыстории движения). В начальный момент движения около профиля устанавливается поле течения, соответствующее потенциальному бесциркуляционному течению идеальной жидкости; при этом положение задней критической точки  $A$  в общем случае не совпадает с острой кромкой профиля (см. рис. *a*). Одновременно под действием сил трения на обтекаемой поверхности начинает развиваться тонкий пограничный слой, который в окрестности задней кромки в области течения с положительным градиентом давления отрывается; в результате с поверхности сходит вихревая пелена, которая сворачивается в вихрь (рис. *b*), а вихрь сносится набегающим потоком. Сбегающие вихри воздействуют на поле невязкого течения и в конечном счёте видоизменяют его таким образом, что задняя критическая точка смещается на острую кромку. Поскольку движение жидкости в глобальном масштабе является бесциркуляционным, то сход вихрей с острой кромки приводит к образованию циркуляции скорости  $\Gamma$  вокруг профиля, интенсивность которой равна по абсолютному значению и противоположна по знаку интенсивности снесённых на бесконечность вихрей (рис. *в*). На этом режиме обтекания профиля сводятся к минимуму область *отрывного течения* и влияние области вязкого течения на внешний невязкий поток. Следовательно, при применении **Ж. т.** значение  $\Gamma$  должно выбираться из условия равенства нулю (или конечному значению) скорости на острой задней кромке профиля, которое называют *Чаплыгина — Жуковского условием*. Результаты расчётов подъёмной силы по **Ж. т.** для таких профилей хорошо согласуются с экспериментальными данными, и с этим связано фундаментальное значение **Ж. т.** в аэрогидродинамике: на ней базируются теория крыла конечного размаха, теория гребного винта и т. п. **Ж. т.** была обобщена на случай обтекания *решётки профилей*.

Из **Ж. т.** следует справедливость *Д'Аламбера — Эйлера парадокса* о равенстве нулю

аэродинамического сопротивления произвольного профиля, помещённого в однородный поток идеальной жидкости. В реальных условиях все тела обладают конечным сопротивлением, но идеализированный вывод указывает на возможность создания профилей с большими значениями аэродинамического качества  $K$ . У применяемых в авиации дозвуковых профилей значения  $K$  могут достигать 50 и более.

В. А. Башкин.

Схемы обтекания задних кромок профиля потенциальным потоком (а), потоком при наличии области завихренности (б) и обтекания профиля с оторвавшимся вихрем (в): 1 — граница профиля; 2 — линии тока невязкого течения; 3 — область завихрённого течения.

**Жуковского условие** — см. Чаплыгина — Жуковского условие.

**Журавченко** Александр Николаевич (1884—1964) — советский учёный в области динамики полёта, аэронавигации и прицельного бомбометания, профессор (1925), доктор технических наук (1934), заслуженный деятель науки и техники РСФСР (1940). Окончил Петроградскую артиллерийскую академию (1918). Участник Первой мировой войны. Во время Гражданской войны военный лётчик, окончил полевою лётную школу, командир самолёта «Илья Муромец». Работал в Центральном аэрогидродинамическом институте (1919—1964), преподавал в ряде вузов Москвы и Ленинграда. Создал прицельные приборы для бомбометания с самолётов (1915). Основные труды по теории штопора самолёта, разработке и практическому осуществлению мер, обеспечивающих безопасность для лётчика и самолёта на этом режиме полёта; руководил созданием так называемой штопорной аэродинамической трубы Центрального аэрогидродинамического института. Государственная премия СССР (1943, 1950). Награждён орденом Ленина, 2 орденами Трудового Красного Знамени, Красной Звезды, медалями.

Соч.: Артиллерийские вопросы в авиации. СПб., 1917; Методы решения задач штопора и устойчивости, управляемости самолета при потере скорости, М.—Л., 1934; Полет в закритичной области. Штопор, в кн.: Справочник авиаконструктора, т. I, М.—Л., 1937—39.

А. Н. Журавченко.

**заброс по перегрузке** — характеристика устойчивости летательного аппарата и его управляемости. Термин «З. По п.» обычно используют при рассмотрении короткопериодического продольного движения, описываемого характеристическим уравнением вида  $p^2 + 2\{\xi\}p + \{\omega_0^2\} = 0$  ( $\{\xi\}$  — декремент затухания колебаний,  $\{\omega\}_0$  — недемпфированная частота колебаний летательного аппарата). В практике обычно пользуются понятием **относительного заброса по нормальной перегрузке** ( $\{\Delta\}\{n\}_{y\text{ заб}}$ ) на ступенчатое отклонение  $x_0$  рычага управления продольным движением:

$\{\{\text{формула}\}\}$

где  $\{\Delta\}n_{y\text{ max}}$  — значение приращения (относительно  $n_y = 1,0$ ) перегрузки в первом максимуме (см. рис.),  $\{\Delta\}n_{y\text{ уст}}$  — установившееся значение приращения перегрузки после окончания переходного процесса, то есть, после практически полного затухания колебаний летательного аппарата.  $\{\Delta\}\{n\}_{y\text{ заб}}$  зависит от относительного демпфирования  $\{\xi\} = \{\xi\}/\{\omega\}_0$ :

$$\{\Delta\}\{n\}_{y\text{ заб}} = \exp[-\{\pi\}\{\xi\}/(1-\{\xi\}^2)^{1/2}]$$

Для обеспечения приемлемого качества переходных процессов к значению **З. по п.** предъявляются требования:  $\{\Delta\}\{n\}_{y\text{ заб}} \leq 0,2—0,5$ . В случае аperiodического продольного движения летательного аппарата понятие **З. по п.** теряет практический смысл. Однако требования в отношении малости заброса в этом случае выполняются автоматически. При маневрировании **З. по п.** будет в значительной мере определяться манерой пилотирования: чем резче движения рычагом управления по тангажу, тем больше заброс. Для полёта летательного аппарата со сверхзвуковыми скоростями характерно увеличение **З. по п.**, особенно на больших высотах.

В некоторых случаях значение **З. по п.** может оказаться сравнимым со значением установившейся перегрузки. Это приводит к ухудшению качества переходных процессов, значительно усложняет выполнение задач, требующих точного пилотирования, особенно при соизмеримости времени переходного процесса с периодом собственных колебаний летательного аппарата. Большое значение **З. по п.** нежелательно также и потому, что делает необходимым введение лётчиком дополнительных перемещений рычагом продольного управления для демпфирования движения. С другой стороны, увеличение **З. по п.** обычно сопровождается уменьшением **времени срабатывания** (времени от момента смещения ручки управления до момента, когда перегрузка впервые принимает значение  $\{\{\Delta\}\}\{\{n\}\}_{y_{уст}}$ ), что улучшает «хождение» летательного аппарата за ручкой и воспринимается лётчиком как улучшение управляемости летательного аппарата.

Для повышения точности и обеспечения простоты пилотирования используются автоматические устройства, наиболее простым из которых является *демпфер* колебаний по тангажу.

*Лит.:* Пашковский И. М., Динамика и управляемость самолета, 2 изд., М., 1987.

Ю. Б. Дубов.

**заводские испытания**, **лётно-конструкторские испытания летательного аппарата**, — проводятся для автономной и комплексной отработки надёжного функционирования планёра, силовой установки, общего и специального бортового оборудования, определения основных лётно-эксплуатационных данных летательного аппарата в пределах установленных ограничений, оценки их соответствия заданным требованиям и нормам, готовности летательного аппарата к *государственным испытаниям*. В процессе **З. и.** предварительно определяются особенности базирования, надёжность и эксплуатационные качества, средства технического обслуживания летательного аппарата, отрабатываются измерительно-информационные системы и математическое обеспечение, вырабатываются временные рекомендации по пилотированию и эксплуатации летательного аппарата. **З. и.** проводятся головным разработчиком летательного аппарата с участием соисполнителей и заказчика.

При положительной оценке результатов **З. и.**, а также выполнении требуемых доработок принимается решение о передаче (приёмке) летательного аппарата на государственные испытания.

*Лит.* смотри при статье *Государственные испытания*.

**заглохание двигателя** — то же, что *самовыключение двигателя*.

**заглушенная камера** — помещение, предназначенное для измерения акустических характеристик источников звука в условиях, моделирующих распространение звука в свободном поле, то есть в пространстве без отражающих поверхностей. С этой целью стены, пол и потолок **З. к.** облицовывают звукопоглощающими конструкциями, выполненными обычно в виде клиньев (см. рис.) из *звукопоглощающих материалов* (поропласта, стекловолкна и др.), обеспечивающих поглощение 99% падающей на них звуковой энергии в исследуемом диапазоне частот. Нижняя граничная частота **З. к.** определяется высотой клина и размерами камеры. Для обеспечения требуемой звуко- и виброизоляции некоторые **З. к.** изготавливаются в виде коробки, установленной на амортизаторах на отдельном фундаменте и окружённой вторыми строительными стенками. Применяемые в авиационной акустике **З. к.** предназначены для исследований на моделях акустических характеристик аэродинамического *шума источников* (струя, вентилятор, турбина, воздушный винт и т. д.). Для моделирования реальных условий (например, условий полёта) работы источников в **З. к.** подаётся и отводится из неё поток воздуха, что приводит к необходимости защищать стенки **З. к.** от выдувания звукопоглощающим же покрытием, например, из капроновой ткани или стеклоткани. Размеры таких **З. к.**, помимо указанных выше условий, будут определяться размерами исследуемого источника звука, например, для газовой околосвуковой струи диаметром 100 мм расстояние от оси струи до боковой стенки камеры должно быть не менее 4 м, до торцевой — 10 м. В **З. к.** могут также проводиться градуировки микрофонов,

испытания громкоговорителей (в том числе измерение их диаграммы направленности) , субъективные оценки шума. Контроль качества **З.к.** производится при измерениях закона спада звукового давления. Оценкой качества **З.к.** является отклонение от закона обратной пропорциональности уменьшения звукового давления с удалением от источника звука. Обычно отклонение в области исследуемых частот не должно превышать  $\{\{\pm\}\}0,5$  дБ.

**З.к.** для исследования излучения и приёма электромагнитных волн обычно называются **безэховыми**, они имеют облицовку, предназначенную для полного поглощения электромагнитных волн.

А. Г. Мушин.

### Заглушённая камера (ЦАГИ).

**Зайцев** Василий Александрович (1911—1961) — советский лётчик, полковник, дважды Герой Советского Союза (1942, 1943). В Советской Армии с 1932. Окончил Луганскую (1933) и Борисоглебскую (1936) военные авиационные школы. Участник Великой Отечественной войны. В ходе войны был командиром эскадрильи, командиром истребительного авиаполка, заместитель командира истребительной авиадивизии. Совершил 427 боевых вылетов, сбил лично 34 и в составе группы 19 самолётов противника. Заставил два истребителя противника приземлиться на советском аэродроме. После войны в Военно-воздушных силах. Награждён орденом Ленина, 3 орденами Красного Знамени, орденами Богдана Хмельницкого 2-й степени, Отечественной войны 1-й степени, медалями. Бронзовый бюст в г. Коломне Московской области. Портрет смотри на стр. 231.

Лит.: Кузовкин А. И., Макаров А. И., Бесстрашный рыцарь неба, в их кн.: Золотое созвездие коломенцев, М., 1976.

### В. А. Зайцев.

**закрылок** — профилированный, обычно отклоняющийся элемент *механизации крыла*, расположенный вдоль его задней кромки и предназначенный для улучшения аэродинамических характеристик летательного аппарата. **З.** используются при взлёте и посадке для увеличения *подъёмной силы* крыла, а также в полёте для улучшения манёвренных характеристик летательного аппарата. **З.** могут быть установлены по всему размаху крыла или по его частям (в этом случае различают **внутренние З.** используемые в основном при взлёте и посадке, и **внешние З.** используемые обычно при манёврах летательного аппарата). Однако для **З.** занимающих часть крыла, существенны пространственные эффекты, которые снижают их эффективность и приводят к увеличению *индуктивного сопротивления*.

При использовании **З.** увеличение подъёмной силы происходит за счёт изменения поля течения около крыла, обусловленного одной или несколькими из следующих причин: изменением геометрии профиля путём увеличения *кривизны профиля*; увеличением площади несущей поверхности (например, **З.** в форме *щитков*); воздействием на пограничный слой с целью затягивания его отрыва (например, *Коандэ закрылок*); *интерференцией аэродинамической З.* с основной частью крыла (например, *целевой закрылок*, *Фаулера закрылок*); реакцией выдуваемой струи газа (например, *струйный закрылок*).

**З.** различных схем показаны на рис. Выпуск и уборка **З.** могут производиться автоматически или по команде из кабины лётчика с помощью гидро-, пневмо- и электроприводов. Первые самолёты с механизацией задней кромки крыла были построены в 20-х гг. В СССР **З.** впервые были установлены на самолётах Р-5, Р-6, РГ-1. Более широко **З.** стали применяться в 30-х гг., когда получила распространение схема свobodнонесущего моноплана. Конструкция **З.** в общем аналогична конструкции крыла.

Для исследования аэродинамических характеристик **З.** и изучения влияния на его эффективность

различных параметров моделирование течения обычно проводится в рамках теории плоского движения идеальной жидкости. Однако на работу **З.** большое влияние оказывают вязкость среды и пространственность (трёхмерность) течения. Моделирование таких течений очень сложно, поэтому аэродинамические характеристики **З.** определяются, как правило, экспериментальным путём.

*В. А. Башкин.*

Простой закрылок

Щелевые закрылки

Закрылки с управлением пограничным слоем

Струйный закрылок

Подвесной закрылок

Многосθενный закрылок

Закрылки: *a* — однощелевой; *b* — щелевой с дефлектором; *в* — трехщелевой; *г* — со сдувом пограничного слоя; *д* — с отсосом пограничного слоя; 1 — крыло; 2 — элерон; 3 — простой закрылок.

**зализ** — вспомогательный элемент конструкции летательного аппарата с плавными обводами, устанавливаемый снаружи в местах сочленения агрегатов для уменьшения аэродинамического сопротивления. Обычно **З.** используется на стыке крыла или оперения с фюзеляжем, на стыке силовой установки с крылом. В местах выступания в поток конструктивных элементов аналогичные функции выполняют *обтекатели*.

**заметность** — свойство объекта выделяться на окружающем фоне. Высокая **З.** летательных аппаратов приводит к их обнаружению системой противовоздушной обороны на больших дальностях. **З.** может быть снижена путем уменьшения габаритов летательного аппарата, ослабления интенсивности излучения двигательной установки в инфракрасном диапазоне длин волн, уменьшения эффективной отражающей поверхности и введения режимов излучения бортовых радиолокационных станций, затрудняющих обнаружение излучения средствами противовоздушной обороны. Интенсивность инфракрасного излучения ослабляется при введении таких компонентов в топливо или в выходную струю газов двигателя, которые уменьшают температуру струи, а также экранировкой струи и сопла оболочкой из аэрозолей, отводом струи в непросматриваемое пространство (например, вверх для вертолётов), Эффективная отражающая поверхность уменьшается при более плавных обводах фюзеляжа, воздухозаборников, крыльев, а также при использовании *радиопоглощающих материалов* в конструкциях и для покрытий поверхностей летательного аппарата. См. также *Контрастность цели, Инфракрасное излучение, «Стелс» техника, Эффективная поверхность рассеяния*.

**замороженная скорость звука** — см. в статье *Скорость звука*.

**замороженное течение** — предельное состояние *неравновесного течения*, когда время *релаксации* физико-химического процесса (по которому течение неравновесно) велико по сравнению с характерным временем пребывания частиц в рассматриваемой области течения. При этом в соответствии с иерархией времён релаксационных явлений, которые могут иметь место в конкретных условиях, течение может быть замороженным по одним, неравновесным по другим и равновесным по третьим видам релаксации. Например, в аэродинамической трубе с высокими *торможения параметрами* может реализоваться течение, равновесное по вращательным, неравновесное по колебательным степеням свободы и замороженное по диссоциации молекул. В результате термодинамическое состояние и состав потока в рабочей части трубы не будут соответствовать реализующимся в атмосфере, что сужает возможности моделирования.

**запас прочности** — мера превышения фактической разрушающей нагрузки ( $P_{\text{разр}}$ ) над расчётной нагрузкой ( $P_{\text{расч}}$ ). **З. п.** характеризуется коэффициентом **З. п.**  $\{\{\eta\}\} = P_{\text{разр}}/P_{\text{расч}}$ . Для элементов конструкции летательного аппарата **З. п.** может быть определён как отношение допускаемых напряжений к действующим при расчётных нагрузках. Значение коэффициента **З. п.** меньше единицы свидетельствует о недостатке прочности, а больше единицы соответствует часто используемому в расчётах коэффициент избытка прочности  $\{\{\Delta\eta\}\} = \{\{\eta\}\} - 1$ , который может быть использован также либо для последующего уменьшения массы конструкции, либо для увеличения полезной нагрузки, переносимой летательным аппаратом.

**запас топлива** — количество топлива на борту летательного аппарата, которое может быть полностью израсходовано двигателями в полёте. В **З. т.** не включается топливо, расходуемое двигателями на земле от момента их запуска до начала разбега, и невырабатываемое в полёте топливо. При подготовке к полёту потребный **З. т.** рассчитывается в соответствии с Руководством по летной эксплуатации летательного аппарата данного типа и подразделяется на расходуемое топливо, необходимо для выполнения полёта от аэродрома вылета до аэродрома назначения по установленному маршруту или схеме, и на аэронавигационный запас, предназначенный как для компенсации повышения расхода топлива, вызванного случайными причинами (в том числе изменениями условий полёта), так и для обеспечения возможности продлить полёт до наиболее удалённого запасного аэродрома, предусмотренного полётным заданием (см. *Аэронавигационный запас топлива*).

**запас устойчивости** — см. *Степень устойчивости*.

**запасной аэродром** — аэродром, предусмотренный полётным заданием для посадки летательного аппарата в случае, если использование основного аэродрома (аэродрома назначения) окажется невозможным. **З. а.** выбирается, как правило, на расстоянии не менее 50 км от аэродрома назначения. Число **З. а.** определяется с учётом планируемой продолжительности полёта, а также фактической и прогнозируемой погоды на аэродроме назначения. В качестве **З. а.** может использоваться также аэродром вылета.

**заполнение несущего винта** — отношение площади лопастей несущего винта в плане к сметаемой площади. Определяется приближённо по формуле  $\{\{\sigma\}\} = zb/(\{\{\pi\}\}R)$ , где  $R$  — радиус винта,  $z$  — число лопастей,  $b$  — хорда лопасти на радиусе  $0,7R$ . Для каждого значения окружной скорости конца лопасти  $\{\{\omega\}\}R$  ( $\{\{\omega\}\}$  — угловая скорость) существует наиболее выгодное **З. н. в.**, при котором значение относительного (вентиляторного) коэффициента полезного действия винта на режиме висения (в отсутствии ограничивающих поверхностей) максимально.

**запорожское машиностроительное конструкторское бюро «Прогресс»** — берёт начало от КБ, образованного в 1945 при авиамоторном заводе №478 (ныне *Запорожское производственное объединение «Моторостроитель»*). Выделилось из него в 1959. О разработанных на предприятии под руководством *А. Г. Ивченко* и его преемника *В. А. Логарева* авиационных поршневых и газотурбинных двигателях смотри в статье *АИ*. Награждено орденами Ленина (1966), Трудового Красного Знамени (1981).

**запорожское производственное объединение «Моторостроитель»** — берёт начало от завода в г. Александровске (ныне Запорожье), основанного в 1916 акционерным обществом «Дека». Завод выпускал авиационные двигатели иностранных моделей. В 20—30-е гг. строил поршневые двигатели М-6, М-11, М-22, М-85, М-86, М-87, М-88. КБ завода возглавляли *А. С. Назаров*, *С. К. Туманский*, *Е. В. Урмин*. В августе — сентябре 1941 завод (№29) был эвакуирован и продолжил свою деятельность в Омске (ныне это *Омское моторостроительное производственное объединение* имени П. И. Баранова). В октябре 1943 началось восстановление завода в Запорожье. В 1945—1959 в его состав входило ОКБ *А. Г. Ивченко*. В послевоенные годы (с 1947) завод №478 выпускал поршневые двигатели *АИ-26В*, *М-11ФР-1*, *АИШ-62ИР*. С начала 50-х гг. ведётся производство газотурбинных двигателей. Строились турбореактивный двигатель *РД-45*, турбовинтовые двигатели *АИ-20*, *АИ-24*, турбовальные двигатели *ГВЗ-117*, *Д-136*,

турбореактивные двухконтурные двигатели АИ-25, Д-36, Д-18Т. В 1974 на основе завода образовано производственное объединение. Предприятие (объединение) награждено орденами Ленина (1966), Октябрьской Революции (1981), Трудового Красного Знамени (1977).

**заправка летательного аппарата** — заполнение ёмкостей летательного аппарата топливом, маслом, другими техническими жидкостями и водой, а также сжатыми газами («зарядка») в целях обеспечения работы силовой установки и других систем летательного аппарата. За исключением случая *заправки топливом в полёте* **З.** летательного аппарата производится в процессе подготовки его к полёту, а также при проведении регламентных работ и ремонта (например, пополнение или замена рабочей жидкости в гидросистеме) с помощью специальных средств наземного обслуживания, к которым относятся топливозаправщики, оборудование централизованной **З.**, масло- и водозаправщики и т. д.

Применяемое для **З.** летательного аппарата топливом подвижное (топливозаправщики) и стационарное (системы централизованной **З.**) оборудование предназначается для доставки топлива к местам **З.** и закачки его с большой (до 1000 л/мин и более) подачей в баки летательного аппарата; при этом одновременно осуществляются операции, необходимые для соблюдения предусмотренной- паспортом кондиции заправляемого топлива (фильтрация, водоотделение), и контролируется его количество. Подвижный топливозаправщик представляет собой цистерну, смонтированную на автомобильном шасси или прицепе (полуприцепе) вместе с агрегатами для **З.** летательного аппарата топливом: насосом (с приводом от двигателя автомобиля или автономным), приёмо-раздаточной арматурой, системой фильтров, контрольно-измерительной аппаратурой, системой управления и средствами обеспечения безопасности (защита от пожара и от воздействия электростатических разрядов).

В комплект оборудования централизованной **З.** входят: станция, обеспечивающая приём топлива из стационарных аэродромных резервуаров, фильтрацию и регулируемую подачу топлива в систему раздаточных трубопроводов; сеть раздаточных трубопроводов, подводящих топливо к стационарным гидрантным колонкам; передвижные или стационарные заправочные агрегаты, обеспечивающие автоматическую дозировку подачи дополнительно профильтрованного топлива в баки летательного аппарата, а также возможность регулирования его давления и скорости заправки. Преимущество системы централизованной **З.** летательного аппарата топливом — значительное (в несколько раз) снижение стоимости доставки его от расходного склада горюче-смазочных материалов до баков летательного аппарата, а также лучшее очищение топлива от вредных примесей.

Непосредственно в баки летательного аппарата топливо подаётся через один или несколько раздаточных рукавов, снабжённых пистолетами для открытой **З.** (через верхние заправочные горловины баков) или специальными наконечниками для закрытой **З.** (под давлением с герметичным присоединением рукавов к нижней или верхней заправочным горловинам).

**З.** летательного аппарата топливом под давлением имеет значительные эксплуатационные преимущества перед открытой **З.** так как, она более удобна и существенно сокращает время **З.**, особенно при большой вместимости топливной системы летательного аппарата; кроме того, исключается возможность попадания в баки посторонних включений, улучшаются условия пожарной безопасности и т. д. Однако необходимое для применения **З.**, под давлением дополнительное оборудование топливной системы летательного аппарата (в том числе предохраняющее баки от повышения допустимого давления) усложняет конструкцию и приводит к некоторому увеличению её массы.

*А. Б. Иванов.*

**заправка топливом в полёте** — процесс передачи топлива одним самолётом (заправщик) другому (заправляемый в полёте). Установка оборудования для **З. т. в п.** на летательный аппарат позволяет значительно увеличить дальность (продолжительность) полёта, что существенно расширяет его

возможности. Наиболее широко **З. т. в п.** применяется на боевых и военно-транспортных самолётах. Используется также на вертолётах некоторых типов. Под системой **З. т. в п.** понимается совокупность агрегатов, коммуникаций, устройств и приборов, предназначенных для передачи и приёма топлива в полёте, его распределения по бакам (или их опорожнения в установленной очередности), управления процессом заправки и контроля за ним. В СССР заправка самолёта топливом в полёте впервые была осуществлена в 1933

С 50—60-х гг. **З. т. в п.** получила распространение во многие странах.

Наиболее распространены схемы **З. т. в п.**, условно называют «шланг-конус» (рис. 1) и «телескопическая штанга» (рис. 2). При заправке по схеме «шланг-конус» из самолёта-заправщика выпускается гибкий шланг, на конце которого укреплено тело конической формы (для стабилизации шланга в полёте и осуществления контакта с приёмной штангой заправляемого самолёта). Контактное соединение осуществляет лётчик заправляемого самолёта, приближаясь к самолёту-заправщику с относительной скоростью 1—2 м/с до контакта штанги с конусом. После этого штанга фиксируется в конусе замками, срабатывает запорное устройство и начинается процесс передачи топлива заправляемому самолёту. **З. т. в п.** по схеме «шланг-конус» имеет 2 основных варианта компоновки агрегатов: встроенный — с размещением оборудования в фюзеляже заправщика и подвесной — с размещением под консолями крыла или на фюзеляже заправщика. Характерной особенностью и достоинством подвешенного агрегата заправки является размещение в обтекаемой гондole всех основных элементов системы заправки, включая автономную энергетическую установку. Система заправки с использованием подвешенных агрегатов позволяет переоборудовать практически любой однотипный самолёт в самолёт-заправщик при сравнительно небольшой его доработке, снабдить заправщик подвесными агрегатами для одновременной заправки нескольких летательных аппаратов, использовать самолёт для другие цели после снятия подвешенных агрегатов. Системы заправки с подвесными агрегатами обеспечивают перекачку 1000—4600 л/мин, встроенные системы заправки — 1500—3000 л/мин.

Система заправки типа «телескопическая штанга» основана на использовании жёсткой телескопической штанги длиной до 17 м, шарнирно закреплённой одним концом на фюзеляже заправщика. На другом конце штанги расположены аэродинамические поверхности — оперение, с помощью которого оператор, находящийся на самолёте-заправщике, может управлять (в определенных пределах) положением штанги и наводить наконечник штанги на горловину приёмника топлива на заправляемом самолёте. При заправке по этой схеме самолёт подходит к заправщику, выдерживая определенную дистанцию и принижение, при этом лётчик заправляемого самолёта ориентируется по разметке на заправщике, строго сохраняя своё место в строю в процессе контактирования и заправки топливом. Занять нужное положение ему помогает оператор заправщика с помощью сигнальных огней или по радио. Оператор . может наблюдать за штангой и заправляемым самолётом через окно в нижней части фюзеляжа своего самолёта, а также на специальном пульте. Этап сближения самолётов и нахождения в строю заправки сложен для лётчика заправляемого самолёта и требует специальной систематической тренировки. Система заправки типа «телескопическая штанга» размещается стационарно на специализированных самолётах-заправщиках. Системы заправки этого типа обеспечивают перекачку топлива с подачей 4000—6000 л/мин.

Применяются также так называемая гибридная схема, в основу которой положена «телескопическая штанга» с коротким шлангом (4 м) и конусом на конце, и «крыльевая» схема. По этой схеме с крыла самолёта-заправщика выпускается шланг со стабилизирующим устройством на конце и заправляемый самолёт подстраивается к заправщику в строю «пеленг» с превышением над шлангом. Затем путём наложения консоли крыла на шланг и захвата его в специальный замок осуществляется контакт, после чего заправляемый самолёт занимает строй заправки.

*Ю. А. Винокур, В. Д. Курбесов.*

**Рис. 1. Заправка вертолётов Сикорский СН-53Е самолётом-заправщиком Локхид КС-130R по схеме**

«шланг-конус».

Рис. 2. Заправка самолёта Локхид F-117А самолётом-заправщиком Макдоннел-Дуглас KC-10А по схеме «телескопическая штанга».

**запретная зона** — воздушное пространство определенных размеров, находящееся над сухопутной и водной территорией государства, включая его территориальные воды, в пределах которого полёты летательных аппаратов запрещены. Устанавливается государством над объектами, имеющими важное государственное, в том числе оборонное значение, над историческими памятниками, заповедными местами и др. *Чикагская конвенция 1944* предусматривает право каждого государства в соответствии с принятыми им правилами потребовать от влетевшего в **З. з.** летательного аппарата произвести посадку в возможно кратчайший срок в пределах территории государства на указанном ему аэродроме.

**запуск двигателя газотурбинного** — неустановившийся режим работы газотурбинного двигателя, характеризуемый процессом раскрутки его ротора (роторов) от неподвижного состояния или режима *авторотации* до выхода двигателя на режим малого газа или минимально установившийся режим работы (для двигателей, не имеющих режима малого газа). Различают несколько разновидностей **З. д.** в зависимости от климатических, высотно-скоростных условий, способа проведения и исходного режима. Так, например, в полёте запуск может выполняться с режима авторотации и с режима выбега — процесса торможения вращения («встречный» запуск).

**З. д.** оценивается временем с момента нажатия на кнопку запуска (переключения тумблера, перевода рычага управления двигателем) до момента достижения частоты вращения, равной 90—95% от её значения на конечном режиме (например, малом газе). Запуск современных турбореактивного двигателя на земле в стандартных атмосферных условиях выполняется за 20—30 с. В экстремальных климатических условиях допускается увеличение времени **З. д.** примерно на 50%. Для **З. д.** в полёте требуется такое же время. При этом область режимов полёта, в которой должен обеспечиваться надёжный **З. д.**, ограничивается минимальной и максимальной скоростями полёта на режимах снижения самолёта и максимальной высотой полёта, которая должна превышать предельную высоту *крейсерского режима* полёта самолёта.

Продолжительность **З. д.** зависит от условий его проведения, коэффициента динамичности двигателя, мощности и характеристики пускового устройства, программы подачи топлива, определяющей температуру газа перед турбиной, запасов устойчивой работы компрессора и камеры сгорания, передаточного отношения между пусковым устройством и ротором двигателя и т. п. При таком большом числе факторов, оказывающих влияние на **З. д.**, важное значение приобретает оптимизация характеристик элементов системы запуска и чёткая синхронизация их. Для этой цели используются специальные устройства, работающие по программному, функциональному или смешанному принципам.

Ю. А. Литвинов.

**«Заслуженный военный лётчик СССР»** — почётное звание, учреждённое 26 января 1965. Присваивалось Президиумом Верховного Совета СССР лётному составу Военно-воздушных сил, авиации Военно-морского флота и Войск противовоздушной обороны СССР, имеющему квалификацию военного лётчика 1-го класса или военного лётчика-инструктора 1-го класса, за особые заслуги в освоении новой авиационной техники, высокие показатели в воспитании и обучении лётных кадров и многолетнюю безаварийную лётную работу в военной авиации. Лицам, удостоенным этого звания, вручались Грамота Президиума Верховного Совета СССР и нагрудный знак установленного образца (см. рис.).

Указом Президиума Верховного Совета СССР от 22 августа 1988 звание упразднено, для представителей всех видов вооружённых сил было установлено единое почётное звание «Заслуженный специалист Вооружённых Сил СССР».

### Нагрудный знак «Заслуженный военный лётчик СССР».

**«Заслуженный военный штурман СССР»** — почётное звание, учреждённое 26 января 1965. Присваивалось Президиумом Верховного Совета СССР штурманскому составу Военно-воздушных сил, авиации Военно-морского флота и Войск противовоздушной обороны СССР, имеющему квалификацию военного штурмана 1-го класса, за особые заслуги в освоении новой авиационной техники, высокие показатели в воспитании и обучении лётных кадров и многолетнюю безаварийную лётную работу в военной авиации. Лицам, удостоенным этого звания, вручались Грамота Президиума Верховного Совета СССР и нагрудный знак установленного образца (см. рис.). Указом Президиума Верховного Совета СССР от 22 августа 1988 звание упразднено, для представителей всех видов вооружённых сил было установлено единое почётное звание «Заслуженный специалист Вооружённых Сил».

### Нагрудный знак «Заслуженный военный штурман СССР».

**«Заслуженный лётчик-испытатель СССР»** — почётное звание, учрежденное 14 августа 1958. Присваивалось Президиумом Верховного Совета СССР лётчикам-испытателям 1-го класса авиационной промышленности и Министерства обороны СССР за многолетнюю творческую работу в области лётных испытаний и исследований новой авиационной техники, существенно способствующую прогрессу отечественной авиации. Лицам, удостоенным этого звания, вручались Грамота Президиума Верховного Совета СССР и нагрудный знак установленного образца (см. рис.).

### Нагрудный знак «Заслуженный лётчик-испытатель СССР».

**«Заслуженный парашютист-испытатель СССР»** — почётное звание, учреждённое 13 июля 1984. Присваивалось Президиумом Верховного Совета СССР парашютистам-испытателям авиационной промышленности и Министерства обороны СССР за многолетнюю творческую работу и особые заслуги в проведении лётных испытаний парашютной техники и других средств спасения и десантирования личного состава. Лицам, удостоенным этого звания, вручались Грамота Президиума Верховного Совета СССР и нагрудный знак установленного образца (см. рис.). Указом Президиума Верховного Совета СССР от 22 августа 1988 звание упразднено.

### Нагрудный знак «Заслуженный парашютист-испытатель СССР».

**«Заслуженный пилот СССР»** — почетное звание, учреждённое 30 сентября 1965. Присваивалось Президиумом Верховного Совета СССР лётному составу гражданской авиации, имеющему квалификацию пилота 1-го класса, за особые заслуги в освоении современной авиационной техники, применение наиболее совершенных методов самолётовождения, высокие показатели в воспитании и обучении лётных кадров, многолетнюю безаварийную лётную работу и за выдающиеся достижения по применению авиации в народном хозяйстве страны. Лицам, удостоенным этого звания, вручались Грамота Президиума Верховного Совета СССР и нагрудный знак установленного образца (см. рис.). Указом Президиума Верховного Совета СССР от 22 августа 1988 звание упразднено, было установлено почётное звание «Заслуженный работник транспорта СССР».

### Нагрудный знак «Заслуженный пилот СССР».

**«Заслуженный штурман СССР»** — почётное звание, учреждённое 30 сентября 1965. Присваивалось Президиумом Верховного Совета СССР штурманскому составу гражданской авиации, имеющему квалификацию штурмана 1-го класса, за особые заслуги в освоении современной авиационной техники, применение наиболее совершенных методов самолётовождения, высокие показатели в воспитании и обучении лётных кадров, многолетнюю безаварийную работу и за выдающиеся достижения по применению авиации в народном хозяйстве страны. Лицам, удостоенным этого звания, вручались Грамота Президиума Верховного Совета СССР и нагрудный знак установленного образца (см. рис.). Указом президиума Верховного Совета

СССР от 22 августа 1988 звание упразднено, было установлено почётное звание «Заслуженный работник транспорта СССР».

### Нагрудный знак «Заслуженный штурман СССР»

**«Заслуженный штурман-испытатель СССР»** — почётное звание, учреждённое 14 августа 1958. Присваивалось Президиумом Верховного Совета СССР штурманам-испытателям 1-го класса авиационной промышленности и Министерства обороны СССР за многолетнюю творческую работу в области лётных испытаний и исследований новой авиационной техники, существенно способствующую прогрессу отечественной авиации. Лицам, удостоенным этого звания, вручались Грамота Президиума Верховного Совета СССР и нагрудный знак установленного образца (см. рис.).

### Нагрудный знак «Заслуженный штурман-испытатель СССР».

**затухание колебаний** — характеристика *возмущенного движения* летательного аппарата. Движение летательного аппарата развивающееся после отклонения от исходного режима полёта под действием внешних возмущений или управляющих воздействий, часто носит колебательный характер. При линеаризованном математическом описании движения летательного аппарата колебательной составляющей возмущенного движения соответствуют комплексно-сопряжённые корни *характеристического уравнения*. Для того чтобы колебания были затухающими, вещественная часть комплексного корня должна быть отрицательной. На практике часто преобладает движение с какой-либо одной частотой. В этом случае интенсивность затухания колебательного движения характеризуют логарифмическим декрементом затухания, равным  $\ln(A_t/A_{t+T})$ , где  $A_t, A_{t+T}$  — амплитуды колебаний (значения берутся на огибающей, переходного процесса) в моменты времени  $t$  и  $t+T$ ,  $T$  — период колебаний (см. рис. к статье *Заброс по перегрузке*). В общем случае рассматривают логарифмические декременты по каждой составляющей колебательного движения. Для количественной оценки **З. к.** используют также **время затухания** колебаний  $t_{\text{зат}}$  и число колебаний  $n_{\text{зат}}$  до практически полного затухания (до 5% значения начальной амплитуды), которые определяют через период колебаний и **коэффициент относительного демпфирования**  $\{\xi\} = \{\xi\}/\{\omega\}$ :

$$n_{\text{зат}} = t_{\text{зат}}/T \approx 0,48(1-\{\xi\}^2)^{1/2}/\{\xi\}$$

Здесь  $\{\omega\}_0, \{\xi\}$  — собственная, недемпфированная, частота и декремент затухания, определяемые аэродинамическими, массовыми и геометрическими параметрами летательного аппарата. При  $\{\xi\} \geq 1$  колебательное движение переходит в аperiодическое. При обработке материалов лётных исследований затухание (нарастание) колебаний удобно оценивать непосредственно временем  $t_2$  уменьшения (увеличения) начальной амплитуды колебаний вдвое либо относительным изменением амплитуд колебаний за период  $m_{\text{зат}} = A_t/A_{t+T}$ . Логарифмический декремент затухания связан с  $m_{\text{зат}}$  соотношением  $\ln m_{\text{зат}} = \{\xi\}T$ . При  $m_{\text{зат}} > 1$  возмущенное движение со временем полностью затухает, при  $m_{\text{зат}} < 1$  — расходится, при  $m_{\text{зат}} = 1$  имеют место незатухающие колебания с постоянной амплитудой. Для обеспечения требуемого качества переходных процессов на  $m_{\text{зат}}, t_{\text{зат}}$  обычно накладываются условия  $m_{\text{зат}} \geq 2-3, t_{\text{зат}} \leq 15$  с. Для повышения степени затухания колебаний используются демпферы колебаний.

*Лит.:* Лойцянский Л. Г., Лурье А. И., Курс теоретической механики, 8 изд., т. 1, 6 изд., т. 2, М. 1982-1983.

Ю. В. Дубов.

**затягивание в пикирование** — самопроизвольное уменьшение нормальной *перегрузки* и переход самолёта на малые и отрицательные *углы атаки* при полёте с фиксированной ручкой управления. Является внешним проявлением неустойчивости летательного аппарата по скорости (см. *Степень устойчивости*) в трансзвуковом диапазоне скоростей и сопровождается увеличением нагрузки на рулях управления при разгоне. Наиболее сильно проявлялось на дозвуковых самолётах с

безбустерным управлением. На сверхзвуковых самолётах с *бустерным управлением* выражено слабо. При неудачной аэродинамической компоновке **З. в п.** может возникать в дозвуковом полёте вследствие потери устойчивости по перегрузке на околонулевых углах атаки.

**Захаров** Яков Дмитриевич (1765—1836) — русский химик. С 1790 адъютант, с 1798 академик Петербургской АН. 30 июня (12 июля) 1804 совершил один из первых полётов на воздушном шаре (совместно с фламандским физиком и воздухоплателем Э. Робертсоном) для научных наблюдений и экспериментов в высоких слоях атмосферы. Полёт З. положил начало научному воздухоплаванию.

**захват воздушного судна** — одна из форм незаконного вмешательства в деятельность гражданской авиации. Впервые определение понятия «**З. в. с.**» в полёте было дано в *Токийской конвенции 1963*, квалифицировавшей **З. в. с.** как действия или намерение осуществить их по завладению воздушным судном или, по установлению контроля над ним с помощью силы, угрозы её применения или любой другие формы запугивания. В то время как в международном праве незаконным считается **З. в. с.**, совершённый в полёте, в национальном праве ряда государств незаконным признаётся **З. в. с.** как в полёте, так и на земле. УК РСФСР устанавливает ответственность за *угон воздушного судна* или за **З. в. с.** с целью угона. *Гаагская конвенция 1970* рассматривает такие действия как преступления и обязывает государства принимать в отношении них суровые меры. От **З. в. с.** следует отличать правомерные действия (в том числе и обратный **З. в. с.**) по восстановлению контроля над незаконно захваченным воздушным судном, в целях пресечения противоправных действий экипажа и т. д.

**заход на посадку** — этап полёта, включающий предпосадочное маневрирование в районе аэродрома и постепенное изменение *конфигурации* самолёта от полётной к посадочной. В соответствии с действовавшими в СССР *Нормами лётной годности З. на п.* должен начинаться не ниже 400 м и заканчиваться на высоте 15 м над уровнем взлётно-посадочной полосы. Для небольших самолётов местных линий допускается заканчивать **З. на п.** на высоте 9 м. Начальным этапом **З. на п.** может быть полёт по «*коробочке*». Изменение конфигурации самолёта начинается с выпуска шасси, затем осуществляется выпуск предкрылков и в последнюю очередь выпуск закрылков (иногда в несколько приёмов). При этом скорость полёта самолёта постепенно уменьшается. Последний этап выпуска закрылков может заканчиваться уже на *глиссаде*. Минимальная скорость полёта на этапе **З. на п.** должна не менее чем на 30% превышать скорость *сваливания* самолёта в соответствующей полётной конфигурации. При возникновении отказных состояний допускается **З. на п.** со скоростью, превышающей скорость сваливания в соответствующей конфигурации на 25%. **З. на п.** заканчивается *посадкой* или *уходом на второй круг*, если при снижении по глиссаде отклонения траекторных параметров самолёта от номинальных превысили допустимые значения.

*Лит.:* Котик М. Г., Динамика взлета и посадки самолетов, М., 1984; Нормы лётной годности гражданских самолетов СССР, 3 изд., [б. м.], 1984

А. В. Климин.

**защита бортового оборудования** — обеспечивает выполнение им заданных функций при эксплуатации летательного аппарата в нормируемых диапазонах изменения внешних воздействующих факторов с сохранением основных характеристик и показателей надёжности бортового оборудования (БО) в установленных пределах. Она предотвращает или ограничивает вредное воздействие на БО различных помех, а также неблагоприятных факторов природной и искусственной среды. Вредное влияние на работу БО могут оказывать: электрические, магнитные и электромагнитные воздействия, не связанные с полезным сигналом, искажающие его или приводящие к выходу БО из строя; механические воздействия (вибрации, удары, ускорения, акустический шум); такие факторы природной или искусственной среды, как температура, давление и влажность, атмосферные осадки и электричество, солнечная радиация, пыль и песок, микроорганизмы, взрывоопасные среды и др. Многообразие БО и решаемых им задач требует

специализированного подхода при выборе методов и средств защиты (см. схему) в каждом конкретном случае (см., например, *Молниезащита, Электромагнитная совместимость*).

**звено самолётов (вертолётов)** — наименьшее лётно-производственное (в гражданской авиации) или тактическое (в Военно-воздушных силах) подразделение, насчитывающее 3—4 самолёта (вертолёта) и предназначенное для выполнения соответственно народно-хозяйственных или боевых задач как самостоятельно, так и в составе *эскадрильи*. В предприятиях гражданской авиации России, проводящих авиационно-химические работы в сельском хозяйстве за 3 самолётов (вертолёт) закреплялся, как правило, постоянный район выполнения производственных полётов.

**«звено» Вахмистрова** — комбинация летательного аппарата, состоящая из тяжёлого самолёта-носителя и жёстко сцепленных с ним истребителей. Различные варианты «Звена» отрабатывались в 30-х гг. под руководством военного инженера В. С. Вахмистрова и преследовали цель увеличить дальность действия истребителей при решении ими различных боевых задач («З» В. можно рассматривать как некоторый вариант *заправки топливом в полёте*). Они отличались типом носителей (бомбардировщики ТБ-1 — см. рис. в табл. XII и ТБ-3 — смотри рис. к статье), числом и типом истребителей (от 1 до 5 И-4, И-5, И-З, И-16), расположением истребителей на носителе (на крыле, на фюзеляже, сверху, снизу), способом образования «Звена» (подцепление истребителей на земле, в воздухе). Взлёт и полёт «З» В. происходили с работающими двигателями всех самолётов. После отцепления истребители могли снова стыковаться в воздухе с носителем. В Великую Отечественную войну неоднократно применялись «З» В., включающие ТБ-3 с двумя И-16 под крылом («Звено-СПБ»); И-16 несли по 2 фугасные авиабомбы ФАБ-250 и использовались в качестве скоростных пикирующих бомбардировщиков, наносивших внезапные и точные бомбовые удары. До отцепления они расходовали топливо из баков ТБ-3, а свой запас топлива обеспечивал им самостоятельное возвращение на аэродром.

**Зверева** Лидия Виссарионовна (1890—1916) — первая русская лётчица. Окончила лётную школу 1-го русского товарищества воздухоплавания в Гатчине. В 1911 во Всероссийском аэроклубе получила диплом пилота-авиатора №31. Успешно выполняла показательные полёты в ряде городов России. Выступала в печати с целью вовлечения в авиацию женщин. З. и В. В. Слюсаренко (её муж) в 1913 организовали в Риге авиационные мастерские и лётную школу, в которых сами же испытывали самолёты, обучали полётам. В начале Первой мировой войны мастерские были перебазированы в Петроград и реорганизованы в небольшой завод, выполнявший заказы военного ведомства. З. работала на этом заводе. Умерла от тифа в мае 1916.

Л. В. Зверева.

**звуковое давление** — дополнительное давление, возникающее в среде при распространении звуковой волны, характеризующее собой колебание давления относительно среднего давления в среде. З. д. — основная количественная оценка звука. Диапазон З. д., с которым приходится иметь дело, простирается от еле слышимых звуков ( $\sim 10$  мкПа) до звуков, вызывающих болевое ощущение у человека ( $\sim 10$  Па) или разрушение самолётных конструкций ( $\sim 10^3$  Па). Измерение З. д. производится с помощью микрофонов давления, градуировка которых осуществляется по эталону, калибруемому в свою очередь так называемым методом диска Рэлея в трубе-резонаторе. См. также *Давление звука*.

**звуковое поле** — область пространства, в которой распространяются звуковые волны. Понятие З. п. обычно используется для областей, расположенных вдали от источника звука, размеры которых существенно больше длины волны  $\{\{\lambda\}\}$  звука. Уравнение, описывающее распространение волн в З. п. (*волновое уравнение*), имеет вид  $\partial^2\{\{\phi\}\}/\partial t^2 = a^2\{\{\Delta\phi\}\}$ ,  $\{\{\phi\}\}$  — *потенциал скорости*,  $a$  — скорость звука. При этом вектор колебательной скорости (скорости движения частиц среды относительно положения равновесия при прохождении звуковой волны)  $v = \text{grad}\{\{\phi\}\}$ , а звуковое давление  $p = \{\{\rho\}\}_0 \partial\{\{\phi\}\}/\partial t$  (здесь  $\{\{\rho\}\}_0$  — плотность невозмущённой среды). Простейшим примером З. п. является поле плоской волны, потенциал которой в случае гармонической волны имеет вид  $\{\{\phi\}\} = A_0 \exp[i(\{\{\omega\pm\}\}kx)]$ , где  $A_0$  — амплитуда,  $k$  — волновое

число,  $\{\omega\}$  — круговая частота; знак плюс соответствует волне, бегущей в направлении оси  $x$ , минус — в противоположном направлении. В этом случае звуковое давление и колебательная скорость волны находятся в фазе, не меняются по амплитуде и связаны соотношением  $p/v = \{\rho\} \omega a$ ; величину  $\{\rho\} \omega a$  называют волновым сопротивлением среды (см. *Импеданс акустический*). В случае **З. п.** со сферической волной потенциал имеет вид  $\{\varphi\} = (A_0/r) \exp[i(\{\omega \pm\} kx)]$  (плюс — для сходящейся, минус — для расходящейся сферической волны), амплитуда колебаний уменьшается пропорционально расстоянию  $r$  от источника звука, скорость отстаёт по фазе от давления на некоторый угол, определяемый соотношением между  $r$  и  $\{\lambda\}$ . При  $r \gg \{\lambda\}$ , то есть в так называемой волновой зоне, давление и скорость находятся в фазе. Вдали от источника звука **З. п.** может быть представлено в виде поля от точечного источника (см. *Источники и стоки*). Если в некотором объёме  $\{\tau\}$  непрерывно распределены источники звука с производительностью  $Q(x_i, t)$  ( $x_i$  — координаты точки в объёме  $\{\tau\}$ ), то на больших расстояниях  $r$  от этого объёма потенциал скорости определяется выражением

$\{\text{формула}\}$

Таким образом **З. п.** в момент времени  $t$  определяется производительностью источника в момент  $t - r/a$ .

Измерение **З. п.** излучателей производят в заглушённых камерах в условиях, близких к свободному открытому пространству.

А. Г. Мушин.

Е. И. Зеленко.

**звуковой барьер** — резкое увеличение сопротивления аэродинамического летательного аппарата при Маха числах полёта  $M\{\infty\}$ , несколько превышающих критическое число  $M^*$ . Причина состоит в том, что при числах  $M\{\infty\} > M^*$  наступает волновой кризис, сопровождающийся появлением волнового сопротивления. Коэффициент волнового сопротивления летательных аппаратов очень быстро возрастает с ростом числа  $M$ , начиная с  $M\{\infty\} = M^*$ .

Наличие **З. б.** затрудняет достижение скорости полёта, равной скорости звука, и последующего перехода к сверхзвуковому полёту. Для этого оказалось необходимым создать самолёты с тонкими стреловидными крыльями, что позволило значительно снизить сопротивление, и реактивными двигателями, у которых с ростом скорости тяга возрастает.

В СССР скорость, равная скорости звука, впервые была достигнута на самолёте Ла-176 в 1948.

**звуковой удар** — акустическое явление, возникающее при распространении в атмосфере Земли ударных волн, создаваемых самолётом при полёте со сверхзвуковой скоростью. Область распространения возмущений от летящего со сверхзвуковой скоростью летательного аппарата в атмосфере обычно ограничена поверхностью головной волны от носика фюзеляжа, за которой следуют ударные волны разной интенсивности от других частей самолёта (от крыла, хвостового оперения, мотогондол и т. д.). Поскольку более интенсивные ударные волны распространяются в атмосфере с большей скоростью, то они догоняют менее интенсивные, сливаясь с ними по мере удаления от летательного аппарата, и в дальней зоне (или на поверхности Земли при полёте на сравнительно больших высотах) в атмосфере остаются только 2 ударные волны: головная и хвостовая с линейным профилем падения давления между ними (рис. 1), что обычно воспринимается как двойной хлопок. Это так называемая N-образная волна давления.

**З. у.** зависит от формы летательного аппарата, его размеров, режима полёта, состояния атмосферы, рельефа местности и т. д. Это явление не поддаётся полному моделированию в лабораторных условиях. Влияние отдельных факторов на **З. у.** изучается экспериментально при полётах сверхзвуковых самолётов и в аэродинамических трубах. Влияние **З. у.** на человека и животных изучается на специальных экспериментальных установках, имитирующих **З. у.** Теоретические

методы исследования **З. у.** основаны главным образом на геометрической акустике, но с учётом нелинейных эффектов. Согласно теории **З. у.** возмущения, исходящие от самолёта в какой-либо момент времени, распространяются вдоль звуковых (или характеристических) лучей, образующих в пространстве некоторую коническую поверхность (см. *Маха конус*). Вследствие неоднородности атмосферы лучи искривляются, так что некоторые из них уходят в верхние слои атмосферы, не достигая поверхности Земли. Благодаря отражению лучей зона слышимости **З. у.** (зона АВ на рис. 2) ограничена в боковом направлении по отношению к трассе полёта. Ширина этой зоны в зависимости от состояния атмосферы и режима полёта самолёта составляет 8—10 высот полёта. Отражением лучей объясняется также отсутствие **З. у.** на поверхности Земли при полёте самолёта с небольшой сверхзвуковой скоростью. При разгоне, развороте к другим манёврам самолета возможно образование каустики, вблизи которой происходит локальное повышение избыточного давления из-за наложения волн давления друг на друга.

Интенсивность **З. у.** (см. *Интенсивность звука*) невелика и имеет порядок 0,1% от атмосферного давления при продолжительности нескольких десятых долей секунды. Однако внезапность, с которой человек воспринимает **З. у.**, может вызывать у него отрицательную реакцию (испуг).

Лит.: [Жилин Ю. Л.], Звуковой удар, в кн.: Авиационная акустика, М., 1973

Ю. Л. Жилин. С. Л. Чернышёв.

Рис. 1. Зависимость избыточного давления  $p$  от времени  $i$  в ближней (1) и дальней (2) зонах.

Рис. 2. Проекция траекторий звуковых на плоскость, нормальную вектору скорости полета.

**звукоизоляция** в летательных аппаратах — обеспечивает в них допустимые в соответствии с нормативными требованиями уровни шума при заданном акустическом нагружении внешней поверхности (см. *Нормы шума*). Как правило, **З.** выполняется в виде многослойных звукоизолирующих конструкций, включающих слои с высокой отражающей способностью (так называемые стенки), слои *звукопоглощающих материалов* и воздушные промежутки. Наиболее широко используются двухстенные звукоизолирующие конструкции (см. рис.): функции одной стенки выполняет обшивка фюзеляжа, другой — панели интерьера. Требуемое ослабление передаваемой в салон звуковой энергии достигается установкой звукоизолирующих конструкций разной эффективности в соответствии с действующими на внешнюю поверхность фюзеляжа акустическими нагрузками.

Схема типовой звукоизолирующей конструкции салона летательного аппарата: 1 — обшивка фюзеляжа; 2 — воздушные промежутки; 3 — слои звукопоглощающих материалов; 4 — силовой элемент (шпангоут); 5 — виброизоляция; 6 — панель интерьера.

**звукопоглощающие материалы** — материалы, в которых осуществляется необратимый переход звуковой энергии в тепловую. В составе звукоизолирующих и звукопоглощающих конструкций **З. м.** используются в авиации для снижения уровней шума в пассажирском салоне, кабине экипажа и отсеках летательного аппарата (см. *Звукоизоляция*). Наиболее широкое распространение получили лёгкие **З. м.** из супертонкого волокна на основе стекла, капрона и базальта в виде холстов или стёганных матов разной толщины. Акустические свойства рыхловолокнистого материала зависят от типа и толщины волокна, от объёмной плотности материала, определяемой степенью его поджатия. Параметрами, определяющими акустические свойства рыхловолокнистых **З. м.**, являются постоянная распространения и волновое сопротивление (см. *Импеданс акустический*).

**Зеленко** Екатерина Ивановна (1916—1941) — советская лётчица, старший лейтенант, Герой Советского Союза (1990, посмертно). Окончила Оренбургскую Военную авиационную школу лётчиков (1934). Летала на самолётах 7 типов.

Наряду со службой в авиачасти испытывала самолёты и авиационное оборудование. Участвовала в

советско-финляндской войне. Входила в состав группы лётчиков, проводивших войсковые испытания ближнего бомбардировщика Су-2. Участница Великой Отечественной войны. Совершила 40 боевых вылетов. 12 сентября 1941 вела на бомбардировщике неравный бой с 7 истребителями противника, сбива один из них, а другой уничтожила тараном. Погибла. Это первый в истории авиации воздушный таран, совершённый женщиной. Награждена орденами Ленина, Красного Знамени. Бронзовый бюст в с. Анастасьевка Сумской области. Её именем названо одна из малых планет.

Е. И. Зеленко.

**земная скорость** — скорость начала связанной системы координат летательного аппарата относительно какой-либо из земных систем координат.

**«земной резонанс» вертолёт**а — самовозбуждающиеся связанные колебания лопастей винта вертолётa в плоскости его вращения и фюзеляжа или другой поддерживающей винт, конструкции, вызывающие перемещения втулки винта в плоскости его вращения. Колебания лопастей происходят из-за наличия вертикальных шарниров или собственно упругости (при бесшарнирном креплении), перемещения втулки в результате колебаний фюзеляжа вертолётa на шасси или упругих деформаций конструкции. Термин «З. р.» возник в связи с тем, что разрушения вертолётов и автожиров наиболее часто возникали на земле при колебаниях на шасси.

При работе на месте для одновинтового вертолётa возможны 2 зоны неустойчивости, соответствующие двум частотам собственно поперечных колебаний фюзеляжа на шасси:  $p_1 \approx 0,3\{\omega\}$  и  $p_2 \approx \{\omega\}$ , где  $\{\omega\}$  — максимальная частота вращения винта. Устранение «З. р.» в первом случае достигается одновременным увеличением демпфирования лопастей винта и шасси. Во втором случае, когда амортизаторы шасси не работают, увеличением демпфирования только в вертикальных шарнирах зона неустойчивости не устраняется. Достаточный запас от  $\{\omega\}$  до нижней границы зоны неустойчивости обеспечивается за счёт подбора частот собственно колебаний фюзеляжа и лопастей.

На режимах движения вертолётa по земле (руление, разбег, пробег) появление «З. р.» возможно из-за снижения частот собственно колебаний в результате изменения динамической реакции катящегося пневматика. «З. р.» может возникнуть также при колебаниях вертолётa с отрывом пневматиков от земли. Появление «З. р.» возможно и в полёте, если частоты собственно колебаний конструкции меньше  $\{\omega\}$ . При этом перемещения втулки в плоскости вращения вызываются упругими колебаниями фюзеляжа (при продольной схеме вертолётa), вала верхнего винта (при соосной схеме), крыла или фермы (при поперечной схеме), хвостовой балки (при одновинтовой схеме с рулевым винтом, имеющим шарниры, аналогичные вертикальным шарнирам несущего винта).

При расчётном определении границ зон неустойчивости движение лопастей может быть описано системой однородных линейных дифференциальных уравнений 2-го порядка с периодическим коэффициентом. При числе лопастей винта  $n \geq 3$  они сводятся к уравнениям с постоянным коэффициентом. Для  $n = 2$  характерно наличие дополнительных зон неустойчивости. Исследование «З. р.» для них затруднено, так как переход к уравнениям с постоянными коэффициентами неизвестен.

Для подтверждения отсутствия «З. р.» проводят специальные испытания вертолётa, при которых обследуют все критические режимы его работы.

Лит.: Вертолеты. Расчет и проектирование, под ред. М. Л. Миля, кн. 2, М., 1967; «Земной резонанс» вертолетов, М., 1970 (Тр. ЦАГИ, №. 1087); Михеев Р. А., Расчет вертолетов на прочность, ч. 3, М., 1973; Акимов А. И., Берестов, Л. М. Мнхеев Р. А., Летные испытания вертолетов, М., 1980.

Ю. А. Мягков. Э. В. Токарев.

**зенитная артиллерия** — вид артиллерии, предназначенный для уничтожения воздушных целей (самолётов, вертолётов и других летательных аппаратов). Применяется для защиты войск и объектов от ударов средств воздушного нападения противника. При необходимости **З. а.** используется для борьбы с наземным противником (танками). Организационно **З. а.** может входить в состав частей и соединений противовоздушной обороны сухопутных войск и Военно-морского флота.

Зарождение и развитие **З. а.** связано с появлением средств воздушного нападения. Первоначально стрельбу по самолётам вели из обычных 76-мм полевых, а также морских пушек, установленных на специальных станках. Одновременно разрабатывались зенитные пушки. В числе первых была создана 76-мм зенитная пушка (1914) русским конструктором Ф. Ф. Лендером на Путиловском заводе. В 1915—1916 для обеспечения стрельбы **З. а.** сконструированы и поступили на вооружение приборы (курсомеры, дальномеры), разработаны специальные таблицы для определения координат движущейся воздушной цели и поправок при ведении огня. В 1916 для обеспечения ночной стрельбы стали применяться зенитные прожекторы. Основной тактической единицей являлась батарея из 2—4 орудий. После Первой мировой войны в связи с бурным развитием авиации продолжался процесс быстрого количественного и качественного развития **З. а.** (см. табл.). В 30-е гг. в армиях были созданы зенитные орудия малого (20—60 мм), среднего (60—100 мм) и в некоторых странах — крупного (свыше 100 мм) калибра.

Во время Второй мировой войны эффективность **З. а.** возросла, что связано с применением снарядов с механическими и радиовзрывателями и с поступлением на вооружение станций орудийной наводки (СОН). В послевоенный период во всех развитых странах продолжалось совершенствование **З. а.** и средств управления огнём. Начальные скорости снарядов превысили 1000 м/с, скорострельность некоторых зенитных систем достигла 3000 выстрелов в 1 мин. Основным способом для **З. а.** стала стрельба по данным радиолокационных СОН. К 60-м гг. в связи с увеличением высот, скоростей и повышением манёвренности реактивной авиации эффективность огня **З. а.** (особенно среднего и крупного калибров) по таким целям заметно снизилась. Борьба с ними стала возлагаться на зенитные ракетные комплексы. Малокалиберная **З. а.** с её мобильностью, простотой обслуживания и надёжностью в бою остаётся на вооружении как средство борьбы с воздушными целями на малых высотах и в первую очередь при прикрытии войск; на вооружении многих армий имеются многоствольные зенитные установки преимущественно на самоходном шасси, которые оснащены радиолокационными и счётно-решающими приборами, обеспечивающими ведение эффективного огня при любых погодных условиях. Такие установки применяются, как правило, совместно с лёгкими зенитными ракетными комплексами, что позволяет повысить эффективность борьбы зенитных средств с современными скоростными целями на малых высотах.

*Лит.:* Агренич А. А., Зенитная артиллерия, М., 1960; Лагухин А. Н., Современная артиллерия, М., 1970; Андерсен Ю. А., Дрожжин А. И., Лозик П. М., Противовоздушная оборона сухопутных войск, М., 1979.

*В. И. Шитников.*

Табл. — Основные данные образцов зенитной артиллерии по этапам развития

Государство	Образец	Масса снаряда, кг	Начальная скорость	Максимальная досягаемость, км	Скорострельность (выстрелов в 1 мин)

			снаря да, м/с	по дальности	высоте	
Начало Первой мировой войны						
Великобритания	40-мм АЗП* «Виккерс»	0,91	610	4,6	7,1	150
Германия	75-мм ЗП**	5,5	625	6,3	11	13
Россия	76-мм ЗП	6,5	588	5,5	8,3	15
Франция	75-мм ЗП	7,2	529	6,5	11	15
Начало Второй мировой войны						
СССР	25-мм АЗП	0,28	900	2	6	250
	37-мм АЗП	0,732	908	6,5	8,5	180
	76,2-мм ЗП	6,В1	813	9,25	14,6	15—20
	85-мм ЗП	9,2	880	10,23	15,65	15—20
Великобритания	40-мм АЗП Mk2	0,91	823	5	9,87	120
	94-мм ЗП Mk3	12,7	792	14	17	20
	133-мм ЗП Mk2	36,25	854	17,38	24,6	7—10

Германия	20-мм АЗП	0,115	900	2	4,4	120—150
	37-мм АЗП	0,635	820	4,2	6,4	60-70
	88-мм ЗП	9	820	11	15	15-20
	105-мм ЗП	15,1	880	12,8	17,7	До 15
США	40-мм АЗП М1	0,875	875	4,8	9,9	120
	90-мм ЗП М2	10,6	670	10,79	17,7	25
	120-мм ЗП М1	22,7	945	14,17	25,3	10-12
1980-е годы						
СССР	57-мм спаренная самоходная ЗСУ-57-2	2,3	1000	5	12	350
	57-мм АЗП	2,8	1000	5	12	120
	100-мм ЗП	15,6	900	15	21	15
	130-мм ЗП	33,4	970	19,5	27,5	12
США	20-мм 6- ствольная АЗП «Вулкан»	0,12	1050	2	5,4	3000

	40-мм спаренная самоходная АЗП М42	0,96	875	4,8	9,9	240
Великобритания	20-мм АЗП Мк20	0,12	1100	2	7	2000
ФРГ	35-мм спаренная самоходная АЗП «Гепард»	0,55	1175	5,5	11	1100

АЗП — автоматическая зенитная пушка, \*\* ЗП — зенитная пушка,

**зенитная управляемая ракета** (ЗУР) — крылатая ракета класса «поверхность (земля, море) — воздух»; беспилотный управляемый летательный аппарат с реактивным двигателем для поражения с высокой эффективностью воздушных целей всех типов (самолёт, вертолёт, аэростат, дирижабль, крылатая ракета и др.); составная часть зенитного ракетного комплекса. К ЗУР относятся также противоракеты, предназначенные для поражения баллистических ракет.

Основные элементы ЗУР: планёр (корпус и аэродинамические поверхности), бортовая аппаратура управления и наведения (БАУН), взрыватели, боевая часть, реактивная двигательная установка. Боевая часть, БАУН и двигательная установка размещаются в корпусе. Аэродинамические поверхности планёра служат для удержания ЗУР на траектории наведения (или для изменения траектории полёта) и стабилизации ЗУР. В ЗУР некоторых типов, предназначенных для поражения воздушных целей на больших высотах (30—40 км и более), в дополнение к аэродинамическому управлению или вместо него применяются газодинамические рули. *Аэродинамические схемы* ЗУР могут быть различными (например, «нормальная», «утка»), траектория полёта ЗУР, а также состав и принцип действия БАУН определяются методом и способом наведения. В ЗУР используются следующие способы наведения: теленаведение (командное и по лучу), самонаведение (активное, полуактивное, пассивное) и их сочетание (комбинированное наведение). БАУН совместно с наземными средствами или самостоятельно-(в зависимости от способа наведения) непрерывно определяет взаимное положение ЗУР и цели, рассчитывает отклонения от заданной траектории и вырабатывает команды управления. Основу БАУН во всех вариантах составляет *автопилот*, включающий датчики, преобразовательно-усилительные устройства и рулевые приводы. Боевая часть ЗУР может быть обычной или ядерной. Обычные боевые части ЗУР по принципу действия делятся на фугасные, осколочные, фугасно-осколочные, кумулятивные и др. Они могут быть направленного действия (в основном боевые части осколочного и фугасно-осколочного типов). Подрыв заряда осуществляется в районе цели с помощью *взрывателя* неконтактного типа, который по принципу действия может быть активного, полуактивного или пассивного типа. В отдельных типах ЗУР, предназначенных для поражения целей на небольших дальностях, могут устанавливаться контактные взрыватели. В двигательных установках ЗУР используются твердотопливные или жидкостные ракетные двигатели. Могут применяться также реактивные двигатели и других типов. По числу ступеней ЗУР бывают одно- и -двухступенчатые, а противоракеты — и трехступенчатые. Современные ЗУР противосамолётной обороны имеют стартовую массу от нескольких кг до нескольких т, максимальная скорость полёта до 1700 м/с, дальность полёта до 700 км, высота полёта 30—40 км и более.

В СССР первая ЗУР была создана и испытана к середине 1948. В конце 40-х — начале 50-х гг. появились первые ЗУР и в ряде других стран (США, Великобритания, Франция).

*В. И. Шитников.*

**Зимин** Георгий Васильевич (р. 1912) — советский военачальник, маршал авиации (1973), профессор (1974), доктор военных наук (1972), Герой Советского Союза (1943). В Советской Армии с 1931. Окончил Ленинградскую военно-теоретическую школу лётчиков (1933), Энгельсскую военную школу лётчиков (1935), Высшую военную академию (1948). Участник боёв в районе озера Хасан. Во время Великой Отечественной войны был командиром авиаполка, командиром авиадивизии. Совершил 249 боевых вылетов, сбил лично 18 самолётов противника и 20 в составе группы. После войны 1-й заместитель главнокомандующего противовоздушной обороной (1960—1966), начальник Военной командной академии противовоздушной обороны имени Г. К. Жукова (1966—1981). Депутат Верховного Совета СССР в 1958—1966. Награждён 3 орденами Ленина, орденом Октябрьской Революции, 4 орденами Красного Знамени, орденами Суворова 2-й степени, Кутузова 2-й степени, 2 орденами Трудового Красного Знамени, орденом Отечественной войны 1-й степени, 2 орденами Красной Звезды, медалями.

Соч.: Истребители, М. 1988.

**Г. В. Зимин.**

**зме́йка** — *фигура пилотажа*: слитно выполненные противоположные *развороты* летательного аппарата на заданный угол в горизонтальной плоскости (см. рис.). После каждого разворота *крен* изменяется на противоположный.

**знаки опознавательные** — 1) **З. о. гражданских самолётов (вертолетов)** — обозначения, позволяющие определить национальную принадлежность летательного аппарата; обычно состоят из национальных (государственных) и регистрационных знаков. Стандарты, касающиеся этих знаков, содержатся в Приложении 7 к *Чикагской конвенции 1944*. Они были впервые приняты в 1949, в том же году вступили в силу. Национальные и регистрационные знаки летательных аппаратов представляют собой группы символов. Национальный знак выбирается из серии национальных знаков, включённых в позывные радиосвязи, которые выделяются государству регистрации летательных аппаратов Международным союзом электросвязи. Регистрационный знак состоит из букв, цифр или комбинации букв и цифр и присваивается летательному аппарату государством регистрации. Так, в качестве национальных знаков в США используется буква N, во Франции — F, в Испании — EC. *Воздушным кодексом СССР* предусматривалось присвоение гражданскому летательному аппарату государственно-регистрационного **З. о.**, который наносился на летательный аппарат по правилам, устанавливавшимся Министерством гражданской авиации СССР. Гражданский летательный аппарат обозначались буквами русского алфавита «СССР». На летательный аппарат, предназначенных для медико-санитарной службы, наносится также изображение Красного Креста или Красного Полумесяца. Национальный и регистрационный знаки должны быть чётко видимы и хорошо различимы. Они наносятся краской или любым другим способом, обеспечивающим высокую степень прочности, на нижнюю поверхность крыла или на боковые стороны фюзеляжа между крыльями и хвостовым оперением либо на вертикальные плоскости хвостового оперения. Знаки на крыльях имеют высоту не менее 50 см, на фюзеляже и на вертикальных поверхностях хвостового оперения — не менее 30 см. Все символы, составляющие знаки, выполняются сплошными линиями и таким цветом, который создаёт хорошую контрастность с фоном.

2) **З. о. военных самолётов (вертолёттов)** — обозначения, позволяющие определить национальную принадлежность военного летательного аппарата, а также принадлежность летательного аппарата к тому или иному виду вооружённых сил, объединению, соединению, части (подразделению). Военно-воздушные силы каждой страны имеют свою систему знаков. **З. о.** национальной принадлежности имеют вид геометрических фигур (кругов, квадратов, полос, звёзд, крестов и др.)

различной окраски, которые наносятся на крылья, боковые поверхности (борта) фюзеляжа, хвостовое вертикальное оперение самолёта. **З. о.** принадлежности к виду вооружённых сил имеются на летательном аппарате в большинстве государств. Например, знак US AIR FORCE (Военно-воздушные силы США) или US NAVY (Военно-морские силы США) наносится на обоих бортах фюзеляжа летательного аппарата, сверху на правой и снизу на левой поверхностях крыльев. Авиация Военно-морских сил Великобритании имеет на фюзеляжах самолётов знак ROYAL NAVY. Знаки принадлежности к объединению, соединению, части (подразделению) включают присвоенную им эмблему и группу условных цифр.

На рис. (стр. 240—242) приведены **З. о.** военных летательных аппаратов ряда государств, существовавших в 80-е гг.

*Б. С. Левин, Н. Н. Смылова, Г. М. Тавлинцев.*

Опознавательные знаки военных самолётов (по состоянию на конец 1980-х гг.).

Австралия

Австрия

Албания

Алжир

Ангола

Аргентина

Афганистан

Бангладеш

Бельгия

Болгария

Боливия

Бразилия

Великобритания

Венгрия

Венесуэла

Вьетнам

Габон

Гватемала

ГДР

Гондурас

Греция

Дания

Египет

Заир  
Замбия  
Зимбабве  
Израиль  
Индия  
Индонезия  
Иордания  
Ирак  
Иран  
Ирландия  
Испания  
Италия  
ЮАР  
Канада  
Катар  
Кения  
Китай  
Тайвань  
Колумбия  
КНДР  
Республика Корея  
Куба  
Кувейт  
Лаос  
Ливия  
Малайзия  
Мали  
Марокко  
Мексика  
Мозамбик  
Монголия  
НДРЙ

Нигерия  
Нидерланды  
Никарагуа  
Новая Зеландия  
Норвегия  
ОАЭ  
Оман  
Пакистан  
Парагвай  
Перу  
Польша  
Португалия  
Румыния  
Сальвадор  
Саудовская Аравия  
Сингапур  
Сирия  
Сомали  
СССР  
США  
Судан  
Таиланд  
Танзания  
Того  
Тунис  
Турция  
Уругвай  
Филиппины  
Финляндия  
Франция  
ФРГ  
Чехословакия

Чили

Швейцария

Швеция

Шри-Ланка

Эквадор

Эфиопия

Югославия

ЮАР

Япония

**зона выполнения** — высота полета, на которой оболочка свободного или привязного аэростата или газоместителище *дирижабля* полностью наполнены подъемным газом. Наибольший объем, который может занимать подъемный газ в мягких дирижаблях, соответствует объему их корпуса (оболочки дирижабля). У полумягких и полужестких дирижаблей объем газоместителища (газовый объем) меньше общего объема корпуса на объем, занимаемый килем и другие устройствами, расположенными внутри корпуса и заполненными воздухом. Наибольший газовый объем жестких каркасных дирижаблей на 7—10% меньше общего объема корпуса из-за наличия воздушной прослойки между газовыми отсеками и наружной обтяжкой корпуса.

Отношение фактического объема газа к газовому объему называется степенью выполнения аэростата. Не полностью наполненный подъемным газом аэростат называется невыполненным. Обычно аэростаты всех видов поднимаются с земли будучи не полностью выполненными, что определяется задаваемой высотой полета (подъема привязного аэростата).

**зона испытательных полетов** — воздушное пространство над сухопутной или водной территорией, предназначенное для проведения испытательных полетов. Размеры зон, их удаление от аэродрома устанавливаются в зависимости от типа летательного аппарата и условий базирования, а также с учетом требований безопасности (при непрерывном радиолокационном контроле — не менее 10 км от границ соседних зон и воздушных трасс). **З. и. п.**, как правило, находятся под непрерывным радиолокационным контролем, содержат специальные маршруты и измерительные трассы, полеты по которым обеспечиваются наземными радиотехническими и электронно-оптическими средствами управления воздушным движением, а также средствами внешнетраекторных и радиотелеметрических измерений. В **З. и. п.** иногда организуются полигоны, над которыми проводятся испытания и отработка средств спасения, вооружения, сбрасываемой с борта техники.

**зона ограничения полетов** — *воздушное пространство* определенных размеров, в пределах которого полеты летательных аппаратов ограничены рядом условий (время, высота полета и др.). Устанавливается государством в пределах национального воздушного пространства. В соответствии с *Чикагской конвенцией 1944* в отношении регулярных международных воздушных сообщений предусмотренные в зоне ограничения должны применяться на единообразной основе к летательным аппаратам всех договаривающихся государств.

**зона равновесия** — высота, на которой вес *аэростата* (включая вес находящегося в нем подъемного газа и воздуха) равен весу воздуха, вытесненного объемом аэростата (см. *Аэростатика*). Если это равновесие нарушается, аэростат начинает перемещаться вверх или вниз. Чтобы увеличить высоту подъема или прекратить спуск, сбрасывается часть *балласта* или нагревается газ внутри аэростата. Для уменьшения высоты необходимо выпустить часть газа через клапан или охладить газ.

**Зубец** Прокофий Филиппович (р. 1915) — советский конструктор авиационных двигателей, профессор (1972), доктор технических наук (1968), заслуженный деятель науки и техники РСФСР (1966). Окончил Московский авиационный институт (1939). С 1954 главный конструктор авиамоторостроительного завода в Казани. Под его руководством разработана модификация турбореактивного двигателя РД-3М-500 для самолёта Ту-104 и ряд других силовых установок различного назначения. Ленинская премия (1957), Государственная премия СССР (1978), Награждён 2 орденами Ленина, орденом Отечественной войны 2-й степени, 2 орденами Трудового Красного Знамени, орденом «Знак Почёта», медалями. *Портрет смотри на стр. 239.*

## П. Ф. Зубец.

**«зубцы»** — совокупность последовательно чередующихся установившихся режимов набора высоты и снижения (длительность каждого 15—40 с); вид пилотирования при проведении лётных испытаний летательного аппарата. Выполняются около заданной высоты, поочерёдно, при максимальной и минимальной тяге двигателей. При этом выдерживаются на «З» неизменными скорость летательного аппарата (обычно задаются лётчику 8—12 её значений в допустимом диапазоне скоростей летательного аппарата) и угол наклона траектории. В течение всего времени выполнения «З.» конфигурация летательного аппарата остаётся неизменной.

**И** — принятое в СССР в 20—30-х гг. обозначение самолётов типа *истребитель*. Большинство из них было создано под руководством *Н. Н. Поликарпова*: И-1, И-3, И-5 (совместно с Д. П. Григоровичем), И-15, И-16, И-153, И-185 и др. (см. *Поликарпова самолёты*), В числе известных истребителей того периода — И-2бис и И-З Григоровича (см. *Григоровича самолёты*), И-4 и И-14 А. Н. Туполева (см. *Ту*). С декабря 1940 получила широкое распространение система обозначений летательных аппаратов начальными буквами фамилий их конструкторов. В последующие годы созданы семейства истребителей *Як*, *ЛаГГ (Ла)*, *МиГ*, *Су*. Индекс «И» продолжал использоваться (в ряде случаев) в обозначениях опытных и экспериментальных образцов истребителей (так называемые заводские обозначения).

**ИАв «Бакэу»** [Intreprinderea de avioane (IAv) Bac<sup>{ă}</sup>u] — авиастроительное предприятие Румынии. С 1979 производило по лицензии учебно-тренировочный самолёт Як-52 (к 1988 построено более 1000).

**ИАв «Бухарест»** [Intreprindereade avioane (IAv) Bucure<sup>{ș}</sup>ti] — авиастроительно предприятие Румынии. Образовано в 1959 под название IRMA, современное название с 1980. Производило по лицензии пассажирский самолёт БАК 111 (с 1982; под обозначением Ромбак 111) и лёгкий многоцелевой самолёт Пилатус-Бриттен-Норман BN-2 «Айлендер» (с 1969) английской разработки.

**ИАв «Крайова»** [Intreprinderea de avioane (IAv) Craiova] — авиастроительное предприятие Румынии. Совместно с югославским предприятием «СОКО» разработало и с 1979 производило истребитель-бомбардировщик IAR-93 с двумя турбореактивными двигателями (см. рис. в табл. XXXVII; в Югославии имеет обозначение J-22 «Орао»). На предприятии создан учебно-тренировочный самолёт IAR-99 «Сойм» (первый полёт в 1985).

**«Иберия»** (Iberia Lineas Aéreas de Espana) — национальная авиакомпания Испании. Осуществляет перевозки внутри страны, а также в страны Европы, Америки, Африки, Ближнего и Дальнего Востока. Основана в 1940. В 1989 перевезла 14,89 миллионов пассажиров, *пассажирооборот* 21,12 миллиардов пассажиро-км. Авиационный парк — 86 самолётов.

**Иванов** Василий Гаврилович (1916—1969) — советский, лётчик-испытатель, полковник, заслуженный лётчик-испытатель СССР (1959), Герой Советского Союза (1957). Окончил Борисоглебскую военную авиационную школу (1939). Участник Великой Отечественной войны. Работал в научно-исследовательском институте Военно-воздушных сил. Провёл государственные испытания самолётов Як, Ла времён Великой Отечественной войны. Ведущий лётчик по

государственным испытаниям самолёта МиГ-19, ставшего первым советским серийным сверхзвуковым истребителем. Награждён 2 орденами Ленина, 3 орденами Красного Знамени, орденами Отечества, войны 1-й и 2-й степени, 2 орденами Красной Звезды, медалями.

#### В. Г. Иванов.

**Иванов** Евгений Алексеевич (1911—1983) — советский авиаконструктор, доктор технических наук (1970), Герой Социалистического Труда (1976). Окончил Московский машиностроительный институт имени А. С. Бубнова (1935). С 1929 по 1936 прошёл путь от рабочего до главного технолога завода. В течение многих лет (с 1939) работал с П. О. Сухим, с 1953 был его заместителем. С 1975 (после смерти Сухого) возглавлял его КБ, с декабря 1977 — генеральный конструктор. Принимал участие в создании многих самолётов семейства Су (Су-2, Су-6, Су-8, Су-9, Су-17, Су-7Б, Су-24, Су-24М и другие). Руководил постройкой истребителей-перехватчиков Су-11И, Су-15, Су-15ТМ, штурмовика Су-25, опытных образцов истребителя-перехватчика Су-27. Под его руководством начала функционировать первая в отрасли система автоматизированного проектирования. Ленинская премия (1967), Государственная премия СССР (1975). Награждён 2 орденами Ленина, 2 орденами Трудового Красного Знамени, медалями.

#### Е. А. Иванов.

**Иванов** Михаил Иванович (1910—1948) — советский лётчик-испытатель, полковник, Герой Советского Союза (1948). С 1929 в Советской Армии. Окончил Сталинградскую военную авиационную школу лётчиков (1932). С 1939 проводил приёмо-сдаточные лётные испытания серийных боевых самолётов на авиационных заводах. С 1945 лётчик-испытатель самолётов Як. Провёл заводские испытания одного из первых советских реактивных истребителей Як-15. Был ведущим лётчиком-испытателем реактивного истребителя Як-23. Погиб в полёте на Як-23 при подготовке к воздушному параду. Награждён орденами Ленина, Красного Знамени, 2 орденами Отечественной войны 1-й степени, орденом Красной Звезды, медалями.

#### М. И. Иванов.

**Иващенко** Иван Тимофеевич (1905-1950) — советский лётчик-испытатель, подполковник, Герой Советского Союза (1948). Окончил Луганскую военно-авиационную школу (1934). Служил в военно-воздушных силах (1934—1940). Лётчик-испытатель на авиационных заводах, в Центральном аэрогидродинамическом институте, ЛИИ (1940-1945). С 1945 в ОКБ А. И. Микояна; проводил лётные испытания истребителей, участвовал в работах по испытаниям катапультного кресла лётчика и систем сброса фонаря на МиГ-15. Проводил лётные испытания МиГ-17; при испытаниях впервые на советском серийном самолёте достиг скорости звука. Погиб в очередном испытательном полёте на атомном самолёте. Награждён орденом Ленина, 3 орденами Красного Знамени, орденами Отечественной войны 2-й степени, Красной Звезды, медалями.

#### И. Т. Иващенко.

**Ивченко** Александр Георгиевич (1903—1968) — советский конструктор авиационных двигателей, академик АН УССР (1964), Герой Советского Труда (1963). Окончил Харьковский механико-машиностроительный институт (1935). Работал на авиадвигательном заводе в Запорожье. С 1946 главный конструктор, с 1963 генеральный конструктор. Под руководством **И.** создан ряд поршневых, турбовинтовых и турбореактивных двигателей для самолётов и вертолетов *Ан*, *Ил*, *Як*, *Бе*, *Ми*, *Ка* и др. Ленинская премия (1960), Государственная премия СССР (1948). Награждён 2 орденами Ленина, 3 орденами Трудового Красного Знамени, орденом Красной Звезды, медалями. См. статью *АИ*.

*Лит.:* Моисеев В. А., Союз крылатых, Киев, 1989.

**идеальная жидкость** — невязкая нетеплопроводная жидкость, при движении которой возникают только нормальные напряжения. В **И. ж.** вектор силы, действующей на любую выбранную в ней

площадку, ортогонален к этой площадке, а его модуль не зависит от ориентации площадки. Эта модель среды базируется на том, что вода, воздух и другие жидкости и газы обладают очень малой динамической вязкостью и, следовательно, в большей части поля течения можно не учитывать силы трения. Поэтому понятие «**И. ж.**» широко используется в аэро- и гидродинамике для исследования обтекания летательного аппарата при малых скоростях полета (когда можно пренебречь сжимаемостью среды) и расчёта его аэродинамических характеристик. **И. ж.** часто называют **паскалевой жидкостью** (по имени французского учёного Б. Паскаля). См. также *Совершенный газ*.

**«Иджептер»** (Egyptair) — национальная авиакомпания Египта. Осуществляет перевозки внутри страны и в страны Западной Европы, Азии, Ближнего и Среднего Востока, Африки, а также в США. Основана в 1932, до 1960 называлась «Мисрэр», до 1980 — «Юнайтед араб эрлайнс». В 1989 перевезла 3,82 миллиона пассажиров, *пассажирооборот* 5,51 миллиардов пассажиро-км. Авиационный парк — 24 самолёта.

**избыток прочности** — см. в статье *Запас прочности*.

**измерения аэродинамические** — процесс нахождения опытным путём значений физических величин в *аэродинамическом эксперименте* с помощью соответствующих технических средств. Различают 2 типа **И. а.**: статические и динамические. При **статических И. а.** определяются постоянные или усреднённые по времени значения физических величин, при **динамических** — значения величин, изменяющихся во времени (пульсации давления, скорости, температуры и др.). В зависимости от измеряемой физической величины **И. а.** подразделяются на следующие основные виды: измерения составляющих *аэродинамических сил и моментов*; измерения температуры поверхности и тепловых потоков к ней; измерения модуля и направления вектора скорости потока и его температуры; измерения линейных и угловых перемещений модели и её элементов.

Измерения составляющих аэродинамических сил и моментов проводятся прямым и косвенным методами. **Прямой метод** основан на применении многокомпонентных *весов аэродинамических*, на которых устанавливается модель летательного аппарата или его отдельных элементов (отсек крыла, воздушный винт, оперение, органы управления и др.). На *рис. 1* показан внешний вид модели самолёта 1, установленной на так называемых внутримодельных аэродинамических весах 2 с державкой 3, и отмечены положительные, направления составляющих  $X$ ,  $Y$ ,  $Z$  аэродинамические силы и  $M_x$ ,  $M_y$ ,  $M_z$  момента в связанной системе координат летательного аппарата. **Косвенный метод** основан на измерении распределения давления на поверхности модели и последующем расчёте составляющих аэродинамической силы и момента. Для этого на поверхности модели в некоторых ее точках сверлятся так называемые дренажные отверстия, соединяемые с многоточечным *манометром* (*рис. 2*). На этом рисунке 1 — коммутатор пневмотрасс; 2 — преобразователь давления;  $P_1, \dots, P_N$  — *приёмники давления*; стрелка показывает направление обхода приемников.

Измерения тепловых потоков от газа к модели осуществляются методом дискретных преобразователей и так называемых панорамными методами. В первом случае в отдельных точках модели устанавливаются преобразователи теплового потока (температуры) в электрический сигнал, во втором — на модель наносится тонкий слой термоиндикатора либо измеряется тепловое излучение модели (см. *Тепловые измерения*).

Измерение модуля и направления вектора скорости потока проводится пневмометрическими и оптическими методами. Пневмометрический метод основан на измерении полного и статического давлений в потоке с помощью приемников давления. Для этого часто используются комбинированные приёмники полного и статических давлений. По измеренным полному и статическому давлению и известной градуировочной характеристике приёмника определяют приведённую скорость потока или *Маха число*. Приёмник для определения направления скорости трёхмерного потока имеет в носовой части дополнительные симметричные отверстия, расположенные на двух взаимно перпендикулярных диаметрах передней поверхности приёмника.

Каждая пара отверстий, находящихся на одном диаметре, соединена с дифференциальным манометром. Зависимость показаний манометра от направления скорости (градуировочная характеристика приёмника) устанавливается экспериментально.

Среди оптических методов измерения скорости потока наибольшее распространение получили лазерный доплеровский и времяпролётный методы. Оба метода основаны на измерении скорости движущихся вместе с потоком мельчайших (диаметр 1—5 мкм) частиц пыли, жидкости и др. В первом случае измеряется доплеровский сдвиг частоты лазерного излучения, рассеянного частицами, во втором — время пролёта частицей фиксированного расстояния (см. *Визуализация течений*).

Измерения температуры торможения потока осуществляются контактными и оптическими методами. При использовании контактного метода применяются приёмники, снабженные так называемой камерой торможения потока и преобразователем температуры в электрический сигнал. При измерении высоких температур торможение потока осуществляется вспомогательным телом, выполненным из теплоустойчивого материала (графита и др.), а температура определяется по характеристикам его оптического излучения.

Измерения линейных и угловых перемещений осуществляют методами, основанными на определении положения моделей, органов управления, подвесных грузов и др. в пространстве, и методами, связанными с регистрацией изменений формы тел в потоке реформации лопастей воздушных винтов, крыла модели самолета и др.). В первом случае применяются преобразователи линейного и углового перемещений в электрический сигнал, во втором — лазерно-измерительные системы.

В системе **И. а.** основным носителем измерителем информации являются электрические сигналы, поэтому широко используются измерительные преобразователи неэлектрических величин в электрические — тензорезисторные, индуктивные, потенциометрические, терморезисторные, термопарные и др.

Технические средства, применяемые при **И. а.** имеют нормированные метрологические характеристики и разделяются на измерительные приборы (показывающие, регистрирующие) и измерительно-информационные системы (ИИС), получившие значительное развитие с 60-х гг. ИИС — совокупность технических средств измерительной и вычислительной техники, объединённых каналами управления и предназначенных для автоматического сбора информации (например, от аэродинамической трубы), её преобразования, измерения, обработки, хранения и представления в форме, доступной для восприятия и ввода в ЭВМ более высокого уровня. На рис. 3 приведена упрощённая структурная схема ИИС. Система состоит из первичных измерительных устройств 1 (аэродинамических весов, манометров и др.) с измерительными преобразователями (в зависимости от вида аэродинамического эксперимента применяется определённый набор первичных измерительных устройств и измерительных преобразователей); ключей 2 и программируемого источника образцовых сигналов 9, осуществляющих калибровку ИИС; коммутатора 4, подключающего выходы усилителей 3 к программируемому усилителю 5 с целью нормализации уровня сигналов на входе аналого-цифрового преобразователя 6; мини-ЭВМ 7 с периферийными устройствами 8 и каналами управления 10, осуществляющей накопление, предварительную обработку, представление измерительной информации, управление измерительными устройствами (ключами, программируемым источником, коммутатором пневмотрасс, элементами аэродинамической трубы и др.).

*Лит.:* Горлин С. М., Слезингер И. И., Аэромеханические измерения. Методы и приборы, М., 1964; Петунин А. Н., Измерение параметров газового потока, М., 1974; Орнатский П. П., Теоретические основы информационно-измерительной техники, Киев, 1976. В. В. Богданов.

**Изотов** Сергей Петрович (1917—1983) — советский конструктор авиационных двигателей, доктор технических наук (1968), Герой Социалистического Труда (1969). Окончил Ленинградский

политехнический институт (1941). Конструктор, заместитель начальника конструкторского отдела авиамоторного завода в Уфе (1941—1946). С 1946 заместитель главного конструктора в ОКБ В. Я. Климова, с 1960 главный конструктор, с 1981 генеральный конструктор. Принимал участие в создании первых отечественных реактивных двигателей. Под руководством **И.** создан ряд газотурбинных двигателей, в том числе турбовальные двигатели ГТД-350, ТВ2-117, ТВ3-117, турбореактивный двухконтурный двигатель с форсажной камерой РД-33. Основные труды по исследованию внутренних процессов в турбовинтовых двигателях и регулированию двигателей со свободной силовой турбиной в двухдвигательной силовой установке. Ленинская премия (1976), Государственная премия СССР (1949, 1971). Награждён орденами Ленина, Трудового Красного Знамени, медалями, а также иностранным орденом. См. статью *ВК*.

**изотропная турбулентность** — см. в статье *Турбулентность*.

**изоэнтропическое течение** — течение газа с постоянной энтропией во всём поле течения. Его существование непосредственно связано со свойством сохранения энтропии вдоль *линий тока* непрерывно и адиабатически движущегося идеального газа. Давление  $p$  плотность  $\{\rho\}$  и другие параметры стационарного **И. т.** связаны простыми формулами с *торможения параметрами*, например

$\{\text{формула}\}$

$\{\text{формула}\}$

где  $M$  — местное *Маха число*,  $\{\gamma\}$  — показатель адиабаты,  $\{\rho\}_0$  — плотность заторможенного потока,  $p_0$  — *полное давление*. Эти соотношения широко применяются при расчёте одномерных течений в соплах, трубах и в других задачах (см., например, *Прандтля — Майера течение*).

**«ИКА»** (ICA, Intreprinderea de constructii aeronautice) — авиастроительное предприятие Румынии. Образовано в 1968 на основе авиационного завода, существовавшего с 1926. Специализируется на разработке и производстве небольшими сериями лёгких самолётов общего назначения (IAR-28MA и IAR-823), учебно-тренировочных (IAR-825TP «Триумф» и IAR-831 «Пеликан»), сельскохозяйственных (IAR-827A и IAR-828TP). Производило по лицензии французский вертолёт Аэроспасьяль SA-316 «Алуэт» III ( под обозначением IAR-316) и его вариант IAR-317, а также вертолёт Аэроспасьяль SA-330 «Пума» (IAR-330). С 1987 переоборудовало советские вертолёты Ка-26 в вариант Ка-126.

**ИКАО** — см. *Международная организация гражданской авиации*.

**ИКАС** — см. *Международный совет по авиационным наукам*.

**Ил** — марка самолётов, созданных в ОКБ, возглавлявшемся *С. В. Ильюшиным* (см. *Московский машиностроительный завод имени С. В. Ильюшина*). Самолёты, созданные под руководством его преемника *Г. В. Новожилова*, имеют также марку Ил (рис. 1). ОКБ специализировалось по четырём основным направлениям: создание бомбардировщиков, штурмовиков, пассажирских и транспортных (грузовых) самолётов. Основные данные некоторых самолётов ОКБ приведены в табл. 1—3.

История ОКБ началась с разработки дальнего бомбардировщика, опытный экземпляр которого ЦКВ-26 (построен в 1935) был модифицирован в ЦКВ-30 и запущен (как ДБ-3) в производство в 1936; последующая модификация ДБ-3Ф — в 1939. Ил-4 (новое название последней модификации, присвоенное в 1942) — основной дальний бомбардировщик Великой Отечественной войны (рис. 2 и рис. в таблице XVI) [В 1936—1945 построено 6784 ДБ-3 (Ил-4)]. ДБ-3 был оснащён тремя пулемётами *ШКАС* (передним, верхним турельным и нижним люковым); на Ил-4 в верхней турели использовался пулемёт *УБ* (УБТ). На вооружении находился также торпедоносец Ил-4Т. Создание бомбардировщиков ДБ-3 и СБ (см. *Ту*) знаменовало собой переход от крупнотоннажных (30 т и более) и крупноразмерных (площадь крыла свыше 400 м<sup>2</sup>) самолётов с малой скоростью полёта

(180—210 км/ч) к скоростным манёвренным бомбардировщикам (взлётная масса 6—9 т, площадь крыла 52—68 м<sup>2</sup>, скорость полёта свыше 400 км/ч). Манёвренность Ил-4 определялась способностью выполнять на нём высший пилотаж, в частности «мёртвую петлю». На самолёте ЦКБ-26 в 1936 и 1937 установлено восемь мировых рекордов, а на ЦКБ-30 в 1938 и 1939 выполнены два дальних беспосадочных *перелёта*, последний из которых (Москва — о. Мискоу, США) определил собой открытие в последующем новой воздушной линии. В предвоенные и военные годы были также построены и испытывались дальние бомбардировщики ДБ-4 с двумя поршневыми двигателями АМ-37 и Ил-6 с двумя дизелями АЧ-30В (серийно не строились).

Ил-22 (рис. в таблице XXIII) — экспериментальный реактивный бомбардировщик с четырьмя турбореактивными двигателями ТР-1. На самолёте исследовались научные, проектировочные и конструкторские проблемы реактивной авиации и формировались концепции создания принципиально новой авиационной техники: выполнялась оптимизация размеров и параметров самолёта, разрабатывалась герметичная кабина для экипажа, изучалась динамика полёта с околосвуковой скоростью, исследовались проблемы тонкого крыла, отработывались турбореактивные двигатели на разных режимах полёта при различных атмосферных условиях (например, при низких температурах) и др. Ил-22 — первый в ОКБ реактивный бомбардировщик со схемой крепления двигателей на пилонах под крылом; эта схема впоследствии была повторена на Ил-54, Ил-76, Ил-86, Ил-96 и на многих зарубежных самолётах.

Ил-28 (рис. 3 и рис. в таблице XXIV) — фронтальной реактивный бомбардировщик с двумя турбореактивными двигателями ВК-1А. Трёхместный цельнометаллический высокоплан с тонким нестреловидным крылом двухлонжеронной моноблочной конструкции. Оперение однокилевое стреловидное, кабина экипажа герметизирована. Защита Ил-28 включала активные (стрелковые установки) и пассивные (броня) средства. В кормовой части фюзеляжа расположены стрелковая турель Ил-К6 со спаренными пушками НР-23 и кабина стрелка с радиолокационным прицелом, защищённая металлической и прозрачной бронёй. Аналогичную броневую защиту имела передняя кабина. Две неподвижные пушки НР-23, установленные в носовой части фюзеляжа, были предназначены для стрельбы вперёд. Базовый самолёт Ил-28 к его модификации (Ил-28Р — разведчик, с увеличенной вместимостью топливных баков; Ил-28Т — торпедоносец, с увеличенными размерами бомбового отсека; Ил-28У — учебный, с двойным управлением) строились одновременно. Всего было построено свыше 6000 экземпляров.

Ил-46 — реактивный бомбардировщик с двумя турбореактивными двигателями АЛ-5, сходный по аэродинамической и конструктивной компоновке с Ил-28, но отличавшийся от него большими размерами в связи с увеличенным радиусом действия. Успешно прошёл испытания, но в серии не строился.

Ил-54 — реактивный бомбардировщик с двумя турбореактивными двигателями АЛ-7, отличался от Ил-28 схемой и компоновкой. Высокоплан с крылом большой стреловидности (55°), шасси велосипедной схемы, бомбовые люки рассчитаны на загрузку крупногабаритных бомб и торпед. Самолёт прошёл испытания, подтвердив проектные характеристики (в серии не строился).

Второе направление в деятельности ОКБ разработка штурмовиков с мощным наступательным и оборонительным вооружением и броневой защитой жизненно важных частей самолёта. Ил-2 (рис. 4 и рис. в таблице XVII) — бронированный штурмовик, низковысотный самолёт поддержки наземных войск. В 1939 построен опытный двухместный БШ-2 (ЦКБ-55) с одним двигателем водяного охлаждения АМ-35 (мощностью 993 кВт), с трёхлопастным винтом ВИШ-22Т. Двигатель вскоре заменили более мощным АМ-38 (1180 кВт), затем — АМ-38Ф (1290 кВт). Конструкция моноплана смешанная: носовая часть выполнена из бронеплит различной толщины (4—7 мм) с общей массой около 700 кг; задняя часть фюзеляжа — деревянный монокок (в конце войны металлический); крыло и оперение дуралюминовые (непродолжительное время консоли крыла имели деревянную конструкцию). Шасси убирающееся. Ильюшин был сторонником мощной оборонительной стрелковой и броневой защиты всех боевых самолётов. Поэтому Ил-2 имел

кабину стрелка. Но с согласия заказчика самолёт был запущен в серийное производство одноместным (с целью увеличения запаса топлива). Боевое применение Ил-2 в первые дни войны доказало правильность концепции активной защиты самолёта. В короткий срок было налажено производство двухместных Ил-2. Варианты вооружения штурмовиков Ил-2: два пулемёта ШКАС и две пушки ШВАК или ВЯ или НС-37 в крыле, один турельный пулемёт УБ, бомбы (400—600 кг), реактивные снаряды (восемь РС-82 или четыре РС-132). Пушки калибра 37 мм поражали броню немецких танков «Тигр». Боевое совершенство Ил-2 дополнялось его исключительной надёжностью и живучестью конструкции и систем самолёта. В морской авиации использовался Ил-2Т (торпедоносец) с наружной подвеской торпед.

Ильюшин заложил принципиально новые решения в формирование класса низковысотных самолётов. Они получили выражение в оптимальных сочетаниях всех составляющих единого комплекса боевых наступательных и оборонительных средств: массы брони и бомбовой нагрузки, боевой мощи пулемётно-пушечного вооружения и защиты задней полусферы, манёвренности, скорости и дальности полета, неуязвимости и боевой живучести. Для этого впервые была разработана концепция включения бронекорпуса в силовую схему фюзеляжа, что обеспечило потребную прочность с минимальными весовыми издержками. Для придания аэродинамической формы применены броневые листы двойной кривизны. Новизну и глубину заложенных идей подтвердила высокая боевая эффективность Ил-2. Этот самолёт относят к основным видам вооружения, обеспечившим победу в Великой Отечественной войне; немецкие солдаты называли Ил-2 «чёрной смертью». За годы войны было выпущено 36163 экземпляра таких штурмовиков.

В боевых действиях принимал также участие более манёвренный и более скоростной штурмовик Ил-10 (рис. 5 и рис. в таблице XVIII) — было построено 4966 экземпляров. Он мог не только выполнять операции по уничтожению наземных целей, но и вести воздушный бой с истребителями противника. Вооружение Ил-10: два пулемёта ШКАС и две пушки ВЯ, установленные в консолях крыла (позднее устанавливались только пушки — четыре НС-23), оборонительная турельная установка с пулемётом УБ или (позднее) с пушкой Б-20, бомбы (до 600 кг), четыре РС-132.

В данном классе самолётов в ОКБ были также разработаны тяжёлые штурмовики Ил-8, Ил-20 и скоростной манёвренный штурмовик Ил-16 (в серии не строились). В 1952 ОКБ приступило к созданию штурмовика Ил-40 с двумя турбореактивными двигателями (в серии не строился); в 1982 был создан экспериментальный реактивный штурмовик Ил-102.

Третье направление — пассажирские самолёты. Проектирование пассажирского самолёта началось в последние годы войны и ставило целью создание массового гражданского самолёта вместо устаревшего Ли-2. Ил-12 (рис. 6 и рис. в таблице XXIII) — пассажирский самолёт с двумя поршневыми двигателями АШ-82ФН. С этого самолёта началось новое направление в деятельности ОКБ, а в масштабах страны — организация массовых воздушно-транспортных перевозок. Крыло Ил-12 трехлонжеронное. Фюзеляж — стрингерный полумонокок, снабжённый теплозвукоизоляцией. Шасси трёхопорное, с носовой опорой (впервые на отечественных пассажирских самолётах). Подвеска двигателей — на резиновых амортизаторах (или демпферах), винты четырехлопастные диаметр 4,1 м. Основная проблема проектирования — достижение малой длины разбега (460 м) и одновременно высокой весовой эффективности. Модификации: Ил-12Т — грузовой (грузоподъёмность 3,5 т); Ил-12Д — десантный, со стрелковой установкой, с грузовой дверью, люками для воздушного десантирования грузов и парашютистов, для которых были установлены сиденья вдоль бортов (грузоподъёмность 3 т).

Ил-14 (рис. 7 и рис. в таблице XXIV) — пассажирский самолёт с двумя поршневыми двигателями АШ-82Т; схема и основные размеры те же, что у Ил-12, но с большим числом компоновочных вариантов пассажирских салонов. Основные отличия Ил-14 от Ил-12: изменены профиль крыла и его форма в плане, увеличена площадь и изменена конфигурация вертикального оперения для улучшения путевой устойчивости, повышена скороподъёмность у земли до 5,3 м/с (у Ил-12 —

4,3), предусмотрена возможность взлёта и полёта на одном работающем двигателе (на номинальной мощности) — с этой целью время уборки шасси было уменьшено до 5 с. Введено дополнительное пилотажно-навигационное и радиотехническое оборудование. Ресурс самолёта Ил-14 — 40 тысяч лётных часов; он вместе с самолётом Дуглас DC-3 относится к числу «Долгожителей» среди пассажирских самолётов. Ил-14 строились серийно также в Чехословакии и ГДР по советской технической документации.

В СССР базовых самолётов и их модификаций (всего 10) построено свыше 1500 экземпляров. Ил-14 широко применялся на внутренних и многих международных линиях, а также в Арктике и Антарктиде.

Ил-18 (1957; рис. 8 и рис. в таблице XXVI) — средний магистральный пассажирский самолёт с четырьмя турбовинтовыми двигателями АИ-20; один из первых советских самолётов с газотурбинными двигателями. Крыло самолёта трапециевидной формы в плане, трёхлонжеронной конструкции с механизацией умеренной сложности. Топливные баки — по всему размаху крыла (на модификации Ил-18Д — включая центроплан), часть консоли крыла — герметизированный кессон (первые опыты такого устройства проведены на Ил-14). Шасси трёхопорное, главные опоры убираются в гондолы двигателей. Основная идея создания Ил-18 — обеспечение массовости перевозок при снижении себестоимости эксплуатации. Проблемы проектирования: создание крупноразмерного (для своего времени) герметизированного фюзеляжа с наддувом и большим количеством вырезов для окон, дверей; преодоление вибраций и сокращение до минимума внутри кабин кого шума, создаваемого двигателями и винтами; обеспечение необходимого уровня усталостной прочности и высокого ресурса при минимальных весовых затратах; создание неразрушаемой при повреждении конструкции. Ил-18 обладал высокой надёжностью, большим ресурсом (40 тысяч лётных часов), минимальной массой, простотой управления и пилотирования и высокой эксплуатационной технологичностью. При создании самолёта решены проблемы обеспечения комфорта при экономически целесообразной плотности компоновки. Ил-18 широко применялся на внутренних и международных линиях Аэрофлота. Он проверен на соответствие нормам Международной организации гражданской авиации, получил международный сертификат лётной годности, нашёл широкий спрос на мировом рынке; с него начался экспорт советских самолётов за рубеж. Вместе с Ан-10 эти самолёты совершали сложные групповые перелёты в Антарктиду. Большое число самолётов переоборудовано в летающие лаборатории. На Ил-18 установлено 12 мировых рекордов. *Модификации* базового самолёта Ил-18 отличаются усовершенствованной конструкцией, улучшенным оборудованием, увеличенными дальностью полёта, числом пассажиров и взлётной массой:

Модификации	ИЛ-18А	ИЛ-18Б	ИЛ-18В	ИЛ-18Д
Число пассажирских мест	75	94	89	100 - 110
Взлётная масса, т	59,2	61,2	61,2	64

Кроме этих модификаций Ил-18 имел специализированные модификации: Ил-18 («салон») — административный самолёт для правительственных, научных, деловых делегаций; Ил-18Т — грузовой самолёт, переоборудуемый из пассажирского Ил-38 — противолодочный самолёт.

Ил-62 (рис. 9 и рис. в таблице XXVII) — дальний магистральный пассажирский самолёт с четырьмя турбореактивными двухконтурными двигателями НК-8-4; принадлежит ко второму поколению советских самолётов с газотурбинными двигателями. Компоновка двигателей на кормовой части фюзеляжа, принятая на Ил-62, снижает внутрикабинный шум, улучшает комфорт, повышает аэродинамическое качество «чистого» крыла и эффективность его механизации, расположенной по всему размаху крыла. Известно, что такая компоновка утяжеляет конструкцию, но применение четырёхопорной схемы шасси, разработанной в ОКБ (и запатентованной в 9 странах, в том числе в Великобритании, Италии, Франции; ФРГ, Чехословакии, Японии), позволило значительно снизить весовые издержки и создать конструкцию, по весовой эффективности примерно равноценную конструкции самолётов с двигателями под крылом. Аэродинамическая компоновка стреловидного крыла с необычной ступенчатой формой передней кромки (в виде клюва) позволила получить высокие характеристики устойчивости во всём диапазоне углов атаки до критических включительно. Конструкция крыла — кессонная, из прессованных панелей. Оперение Т-образной схемы, его размеры значительно меньше, чем у самолётов-аналогов; это позволило снизить массу самолёта и значительно упростить систему управления (исключить гидравлические бустеры). Топливные ёмкости (герметизированная кессонная часть крыла) расположены по всему размаху крыла, включая центроплан. Ил-62 может безопасно завершить взлёт при отказе одного двигателя, а крейсерский полёт и заход на посадку — при отказе двух двигателей. Надёжность работы всех систем обеспечена многократным резервированием. Ил-62 проверенна соответствие нормам Международной организации гражданской авиации, получил международный сертификат лётной годности; эксплуатируется на внутренних и многих международных (в том числе межконтинентальных) линиях. Значительная часть самолетов изготовлялась на экспорт, а ряд авиакомпаний (Нидерландов, Франции, Японии, Индии и другие стран) арендовали Ил-62 для эксплуатации на своих линиях. Ил-62 имеет многие варианты, в том числе «салоны».

Ил-62М — усовершенствованная модификация самолёта Ил-62 с четырьмя турбореактивными двухконтурными двигателями Д-30КУ. Кроме замены двигателей более экономичными проведены следующие изменения: улучшены формы обтекателя стабилизатора и киля; усовершенствована форма гондол двигателей (установлено новое реверсивное устройство — створчатое вместо решетчатого, — позволившее снизить сопротивление; увеличена вместимость топливной системы путём устройства топливных баков-отсеков в киле вертикального оперения, что позволяет также выполнять полёты при более задних центропланках и приводит тем самым к экономии топлива. Заменена часть пилотажно-навигационного и радиотехнического оборудования. Интерцепторы стали использоваться в тормозном и в элеронном режимах. Экономический эффект достигнут не только увеличением дальности полета при той же коммерческой нагрузке, но и значительным увеличением нагрузки при полетах на дальность, превышающую расчётную. В зависимости от протяжённости трассы Ил-62М способен перевозить коммерческую нагрузку на 43-81% большую, чем Ил-62 (например, на линии Москва-Токио Ил-62М — 18 т, а Ил-62 — 13 т). На самолёте Ил-62М совершен ряд перелётов, в том числе Москва—Сиэтл (США) через Северный полюс (июнь 1975) и установлен ряд рекордов.

Ил-86 (рис. 10 и рис. XXIX) — широкофюзеляжный пассажирский самолет с четырьмя турбореактивными двухконтурными двигателями НК-86; положил начало третьему поколению отечественных самолётов с газотурбинными двигателями. Ил-86 — низкоплан со стреловидным крылом кессонной (моноблочной) конструкции, снабжённым трёхщелевыми закрылками, предкрылками, интерцепторами. Фюзеляж двухпалубный. Стремление создать самолёт с наилучшей адаптацией к разнообразным условиям аэропортов многие стран и исключить необходимость значительной реконструкции отечественных аэродромов привело к идее транспортировки грузов по системе «багаж при себе, груз в контейнерах». Применены встроенные

трапы и стеллажи для багажа; достигнут широкий диапазон центровок, позволяющий транспортировать багаж без взвешивания (всё это впервые в мировой практике). Широкие эксплуатационные возможности обеспечены простотой переоборудования (в аэродромных условиях) нижней палубы в частично (с сохранением системы «багаж при себе») или полностью контейнерный вариант. Чтобы исключить необходимость реконструкции взлётно-посадочной полосы (вследствие значительной увеличения взлётной массы), на Ил-86 установлена третья глава опора шасси. Проектировочные исследования показали, что для самолёта такого класса более рациональна компоновка двигателей на пилонах под крылом, в том числе для обеспечения возможностей разворота на аэродромах с узкими взлётно-посадочными полосами (при компоновке двигателей на корме фюзеляжа из условия центровки увеличивается база между передней и главной опорами самолёта). Производительность Ил-86 — часовая и рейсовая — соответственно в 4,3 и 2,8 раза выше, чем у турбовинтовых пассажирских самолётов (Ил-18 и других), обладающих примерно равной дальностью, и в 2—3 раза выше, чем у реактивных самолётов второго поколения. При отработке аэродинамической компоновки Ил-86 испытано большое число аэродинамически подобных моделей, исследованы условия обтекания в зоне сочленения крыла с фюзеляжем большого диаметра, решена проблема выбора схемы механизации крыла и т. п. Использование новых технологических процессов и материалов сыграло существенную роль в разрешении таких проблем, как достижение надёжности, минимальной стоимости изготовления, необходимой эстетики, весовой и топливной эффективности. При создании Ил-86 внедрены: крепёж с натягом (снижающий массу самолёта), поверхностное упрочнение силовых элементов конструкции, цельнотянутые титановые трубы, длинномерные штампованно-катаные плиты, клееклёпанные соединения, композиционные материалы и др. Удельный расход топлива (выраженный в г на 1 пассажиро-км) не превышает соответствующего показателя для Ил-18, хотя скорость полёта увеличена в 1,5 раза.

Ил-96-300 (рис. 11 и 14) — широкофюзеляжный дальний магистральный самолёт с четырьмя турбореактивными двухконтурными двигателями Д-90А (ПС-90А); принадлежит к четвёртому поколению отечественных самолётов с газотурбинными двигателями. При создании самолёта исключительно большое значение придавалось достижению высокой топливной эффективности. С этой целью реализовано множество нововведений, позволивших достигнуть скачкообразного улучшения показателей (расход топлива на единицу производительности уменьшен почти в 2 раза по сравнению с самолётом того же класса дальности Ил-62). Другой задачей было повышение безопасности полётов. Для этого, в частности, изменено оборудование кабины экипажа путём применения комплекса электронных пилотажно-навигационных приборов с выводом информации на цветные дисплеи. Применение в совокупности с этим принципиально новой — электродистанционной — системы управления самолётом позволило уменьшить состав экипажа до трёх человек и снизить их утомляемость в длительных дальних полётах. Внешняя компоновка самолёта традиционная; двигатели — в гондолах на пилонах под низкорасположенным крылом; горизонтальное оперение палубной схемы; шасси — с носовой опорой, главные опоры выполнены по трёхопорной схеме, на каждой тележке установлено по четыре колеса. Крыло большого удлинения имеет стреловидную форму в плане, суперкритический профиль, вертикальные (парусные) законцовки, повышающие аэродинамическое качество самолёта. Его конструкция выполнена по двухлонжеронной схеме. Крыло снабжено трёхцелевыми раздвижными закрылками, предкрылками, интерцепторами. Диаметр фюзеляжа такой же, как у Ил-86 (6,08 м), но меньшая длина. Предусмотрена как одно-, так и трёхклассная компоновка пассажирских салонов, отличающихся различным уровнем комфорта, креслами и шагом их размещения (полностью туристский класс или смешанный, при котором часть кресел заменяется креслами первого класса, часть — креслами бизнес класса). Расположенные на нижней палубе два больших грузовых помещения снабжены оборудованием, необходимым для быстрой загрузки и выгрузки багажа и грузов, транспортируемых в 16 стандартных контейнерах или на поддонах. При полном числе пассажиров багаж занимает 9 контейнеров, остальные 7 предназначены для почты и грузов. Топливо размещается в герметизированном кессоне консолей и центропланной части крыла. Последовательность расходования топлива из отсеков запрограммирована из условий достижения

наивыгоднейших эксплуатационных центровок самолета в полёте и продолжительной весовой разгрузки крыла ради минимизации массы его конструкции и достижения заданного ресурса.

Ил-114 (рис. 12 и 15) — пассажирский самолёт с двумя турбовинтовыми двигателями. Двигатели оснащены малошумными шестилопастными воздушными винтами диаметром 3,6 м с автоматической системой флюгирования лопастей в полёте. Ил-114 — низкоплан с нестреловидным крылом большого удлинения, снабжённым выдвижными двухцелевыми закрылками с фиксированным дефлектором, интерцепторами, тормозными щитками. Площадь крыла определена на основе заданных летно-технических характеристик и условий базирования самолёта на аэродромах с короткими взлётно-посадочными полосами. Фюзеляж — круглого поперечного сечения диаметр 2,86 м, что позволяет расположить в одном ряду четыре пассажирских кресла с шагом установки 780—750 мм (при числе кресел 60—64). Основное назначение Ил-114 — перевозка пассажиров с багажом и грузом на местных линиях с большими пассажиропотоками, а также на отдельных магистральных линиях с малыми пассажиропотоками. Ил-114 рассчитан также для эксплуатации в Арктике и Антарктиде; при нагрузке 1,5 т дальность его полёта в этих условиях 4800 км. На Ил-114 установлен цифровой пилотажно-навигационный комплекс, обеспечивающий ручное и автоматизированное самолётовождение в любое время суток и года. Это позволяет ограничить экипаж двумя членами, а все средства отображения информации, сигнализации, органы управления бортовыми системами объединить в единую информационно-управляющую систему с выводом данных, необходимых для пилотирования и навигации, на цветные экранные индикаторы.

Четвёртому направлению деятельности ОКБ — разработке транспортных (грузовых) самолётов — положили начало десантный Ил-12Д и транспортные Ил-12Т и Ил-14Т, являющиеся модификациями пассажирских самолётов Ил-12 и Ил-14. В 1949 в ОКБ был создан грузовой планёр Ил-32 грузоподъёмностью 7 т (строился небольшой серией). Ил-76 (рис. 13 и рис. в таблице XXIX) транспортный самолёт (первый вылет в 1971) и его грузовая модификация Ил-76Т (начало эксплуатации в 1977) с четырьмя турбореактивными двухконтурными двигателями Д-30КП тягой 118 кН; предназначен для грузовых перевозок на воздушных линиях средней и большой протяжённости. Длина самолёта 46,5 м, высота 14,7 м. Крыло (размах 50,5 м, площадью 300 м<sup>2</sup>) высокорасположенное, имеет умеренную стреловидность, снабжено предкрылками, интерцепторами и тормозными щитками. Конструкция крыла монолитная. Фюзеляж герметизированный, оперение Т-образное. Шасси многоколёсное (16 колёс по четыре в ряд на одной общей оси на каждой из четырёх главных опор). Конструкция створок позволяет закрывать ниши шасси при выпущенных опорах. Такое шасси позволяет эксплуатировать самолёт с грунтовых аэродромов (с прочностью грунта 0,6 МПа). Короткие разбег (850 м) и пробег (450 м) на таких аэродромах обеспечены оптимальным сочетанием высокой тяговооружённости и большой подъёмной силы крыла, создаваемой его развитой механизацией. Комплекс пилотажно-навигационного и радиосвязного оборудования обеспечивает эксплуатацию самолётов на различных трассах в любых метеорологических условиях, в дневное и ночное время. Ил-76Т перевозит коммерческий груз массой 40 т на расстояние 5000 км со скоростью 750—800 км/ч. Он транспортирует крупногабаритные и длинномерные грузы, различное оборудование, трубы большого диаметра, автобусы, самоходную сельскохозяйственную технику. Предусмотрено широкое использование авиационных, морских, железнодорожных контейнеров и поддонов, применяемых в различных странах мира. Грузовая кабина оснащена устройствами механизации процессов загрузки и разгрузки, что существенно сокращает время стоянки самолёта и повышает эффективность его использования.

Многие самолёты с маркой **Ил** строились крупными сериями; всего построено свыше 60 тысяч экземпляров. В производстве они находились длительное время, например Ил-12, Ил-14 и Ил-18 — 10 лет, Ил-62 — свыше 15 лет. Все они обладают высокой надёжностью и большим ресурсом.

*Лит.:* [Ильюшин С. В.](#), ИЛы на службе Родины, «Авиация и космонавтика», 1968, № 5, 10; 1988,

№5, 6; Шавров В. Б., История конструкций самолетов в СССР. 1938—1950 гг., 2 изд., М., 1988; Из истории советской авиации. Самолёты ОКБ имени С. В. Ильюшина, под ред. Г. В. Новожилова, 2 изд., М., 1990

Г. В. Новожилов, В. М. Шейнин.

Табл. 1 — Бомбардировщики Московского машиностроительного завода имени С. В. Ильюшина

Основные данные	ЦКБ-30 (ДБ-3)	Ил-4 (ДБ-3Ф)	Ил-6	Ил-22	Ил-28	Ил-46	Ил-54
Первый полет, год	1936	1941	1943	1947	1948	1952	1955
Начало серийного производства, год	1936	1941	-	-	1949	-	-
Число, тип и марка двигателей	2 ПД М-85	2 ПД М-88 Б	2 дизеля АЧ-30В	4 ТРД ТР-1	2 ТРД ВК-1	2 ТРД АЛ-5	2 ТРД Ф АЛ-7Ф*
Мощность двигателя, кВт	625	809	1110	-	-	-	-
Тяга двигателя, кН	-	-	-	12,7	26,5	49	90,2
Длина самолёта, м	14,233	14,79	17,65	21,05	17,65	24,5	28,964
Высота самолёта, м	4,15	4,57	5,44	7,4	6,2	8,815	-
Размах крыла, м	21,44	21,44	26	23,06	21,45	27,75	17,65
Площадь крыла, м <sup>2</sup>	65,5	66,7	84,8	74,5	60,8	105	84,6
Колея шасси, м	5,5	5,5	6,2	3,375	7,4	6,8	Велосипед

							ное шасси
Взлётная масса, т:							
нормальная	6,965	9,47	15,6	24	18,4	41,84	36,82
перегрузочная	9	11,57	18,65	27,3	23,2	52,42 5	38
Масса пустого самолёта, т	5,03	7,23	11,69	14,95	12,89	26,3	23,56
Бомбовая нагрузка нормальная	1	1	2	2	1	3	3
перегрузочная	2,5	2,5	3	3	3	6	5
Максимальная дальность полета	4200	3800	4000	865	2400	5000	2200 — 2400
Максимальная скорость полёта, км/ч	415	429	464	718	900	930	1150
Потолок, м	8400	9700	7000	11000	12300	12300	1200 0— 1300 0
Экипаж, чел.	3	4	6	5	3	3	3

На первом опытном образце были установлены двигатели АЛ-7 тягой 67 кН

Табл. 2 — Штурмовики Московского машиностроительного завода имени С. В. Ильюшина

Основные данные	Ил-2	Ил-8	Ил-10	Ил-16	Ил-20
Первый полёт, год	1939	1944	1944	1945	1948
Начало серийного производства, год	1940		1944	-	-
Число, тип и марка двигателей	1 ПД АМ-38Ф	1 ПД АМ-42	1 ПД АМ-42	1 ПД АМ-43НВ	1 ПД АМ-47Ф
Мощность двигателя, кВт	1290	1470	1470	1690	2210
Длина самолёта, м	11,85	12,93	11,13	10,19	12,59
Высота самолёта, м	2,95	3,4	3	3,885	4,1 (без винта)
Размах крыла, м	14,6	14,6	13,4	12,5	17
Площадь крыла, м <sup>2</sup>	38,5	39	30	24	44
Колея шасси, м	3,5	3,5	3	3,05	4,35
Взлётная масса, т:					
нормальная	6,06	7,2	6,3	5,4	9,93
перегрузочная	6,36	7,3	6,5	5,6	10,25
Масса пустого самолёта, т	4,53	5,176	4,65	4,15	7,892

Бомбовая нагрузка, т:					
нормальная	0,4	0,6	0,4	0,2	0,4
перегрузочная.	0,6	1	0,6	0,4	1
Максимальная дальность полёта, км	800	1140	800	800	1680
Максимальная скорость полета, км/ч	400	509	550	625	515
Потолок, м	5440	6900	7250	9000	7750
Экипаж, чел.	2	2	2	2	2

Табл. — Пассажирские самолеты Московского машиностроительного завода имени С. В. Ильюшина

Основные данные	Ил-12	Ил-14	Ил-18А	Ил-18В	Ил-18Д	Ил-62	Ил-62 М	Ил-86	Ил-96-300	Ил-114
Первый полёт, год	1946	1950	1958	1960	1964	1963	1970	1976	1988	1990
Начало серийного производства, год	1946	1953	1958	1962	1965	1963	1970	1980	1989	1990
Число, тип и марка двигателей	2 ПД АШ	2 ПД АШ	4 ТВ Д	4 ТВ Д	4 ТВ Д	4 ТРД Д	4 ТР ДД	4 ТРД Д	4 ТРД Д	2 ТВД ТВ7

	- 82 ФН	- 82Т	АИ- 20А	АИ- 20Х	АИ - 20 М	НК- 8-4	Д- 30К У	НК- 85	ПС- 90А	-117
Мощность двигателя, кВт	136 0	140 0	294 0	294 0	313 0	-	-	-	-	184 0
Тяга двигателя, кН	-	-	-	-	-	103	108	127	157	-
Длина самолета, м	21, 31	22,3 1	35,9	35,9	35, 9	53,1 2	53, 12	59,5 4	55,3 5	25,9
Высота самолета, м	7,8	7,8	10,1 95	10,1 95	10, 195	12,3 5	12, 35	15,5	17,5 7	9,31 9
Размах крыла, м	31,7	31,7	37,4	37,4	37, 4	42,5	42, 5	48,0 6	57,6 6	30
Площадь крыла, м <sup>2</sup>	103	100	140	140	140	279, 55	279 ,55	330	350	81,9
Диаметр фюзеляжа, м	2,8	2,8	3,5	3,5	3,5	3,75 Х4, 1	3,7 5Х4 ,1	6,08	6,08	2,86
Колея шасси, м	7,92	7,7	9	9	9	6,8	6,8	11,1 5	10,4	8,4
Взлётная масса, т	17, 25	17,5 — 18	59,2	61,2	64	161, 6	165	210	216	21
Масса снаряжённого самолёта, т	11*	12,5	33,8	34,6	35, 3	69,4	71, 6	113, 9	117	13,7

Максимальная коммерческая нагрузка, т	2,62 — 3,15	2,97 — 3,55	10,1	13,5	13,5	23	23	42	40	6
Дальность полёта при максимальной коммерческой нагрузке, км	520 0	110 0— 140 0	380 0	330 0	130 0	755 0	880 0	360 0**	900 0** *	100 0** **
Коммерческая нагрузка при увеличенном запасе топлива, т	1,05	-	7,3	8,6	6,5	6	10	20	15	1,5
Дальность полета при увеличенном запасе топлива, км	330 0	215 0— 255 0	560 0	540 0	710 0	100 00	110 50	590 0	110 00	480 0
Крейсерская скорость, км/ч	320	350	650	650	650	850	870	900 — 950	850 — 900	500
Число пассажиров	27 — 32	36 — 40	75	89 — 100	100 — 110	168 — 186	168 — 186	350	300	60 — 64
Экипаж, чел.	4	4	5	5	5	5	5	3	3	2

\*Масса пустого самолёта, \*\* При коммерческой нагрузке 40 т. \*\*\* При коммерческой нагрузке 30 т. \*\*\*\* При коммерческой нагрузке 5,4 т

Рис. 1. Эмблема самолётов марки Ил.

Рис. 2. Ил-4.

Рис. 3. Ил-28.

Рис. 4. Ил-2.

Рис. 5. Ил-10.

Рис. 6. Ил-12.

Рис. 7. Ил-14.

Рис. 8. Ил-18.

Рис. 9. Ил-62.

Рис. 10. Ил-86.

Рис. 11. Ил-96-300.

Рис. 12. Ил-114.

Рис. 13. Ил-76.

Рис. 14. Пассажирский самолёт Ил-96-300.

Рис. 15. Пассажирский самолет Ил-114.

**ИЛ-400** — истребитель с двигателем «Либерти» номинальной мощностью 400 л. с. (294 кВт) — первый советский истребитель, созданный в 1923 и получивший стандартное обозначение И-1. См. в статье *Поликарпова самолёты*.

**иллюзии пространственного положения** в полёте — неправильное, искажённое отражение в сознании лётчика своего положения или положения летательного аппарата в пространстве. **И. п. п.**, возникающие у лётчиков в полётах, являются обычно не результатом болезненного состояния, а физиологической реакцией на вестибулярные и зрительные раздражители. Вестибулярные иллюзии проявляются, как правило, в виде ощущений крена, противовращения, пикирования и кабрирования, зрительные — в виде неправильной оценки линии горизонта (например, по верхней кромке облаков), восприятия отражённых в воде облаков, звёзд или Солнца, как небесного свода, и др. **И. п. п.** возникают при изменении скорости полёта или после изменения положения летательного аппарата в условиях отсутствия видимости естественного горизонта (при полётах в сложных метеорологических условиях, в облаках, ночью, на больших высотах и т. п.). Обычно они проявляются в тех случаях, когда осуществляется переход от пилотирования по визуальным естественным ориентирам к пилотированию по приборам, от непосредственного восприятия положения летательного аппарата в пространстве к опосредованному. В редких случаях, когда возникают длительные, часто повторяющиеся иллюзии, от которых лётчику с большим трудом удаётся избавиться во время полёта, требуется тщательное исследование лётчика в стационаре. Опасность подобного рода иллюзий состоит в том, что лётчик перестаёт доверять показаниям приборов, считать их неисправными, и, руководствуясь своими ощущениями, принимает неправильное решение, которое может привести к неблагоприятному исходу полёта.

**И. п. п.** часто снимаются энергичным движением головы, изменением позы, произвольным напряжением мышц, радио переговорами с руководителем полётов, разговор вслух с самим собой. В профилактике вестибулярных **И. п. п.** большую роль играют общая физическая подготовка и специальная тренировка вестибулярного аппарата. Предотвращению **И. п. п.** и повышению безопасности полётов в значительной мере способствует соблюдение предполётного режима.

Э. В. Лапаев.

**Ильюшин** Владимир Сергеевич (р. 1927) — советский лётчик-испытатель, генерал-майор авиации (1973), заслуженный лётчик-испытатель СССР (1966), заслуженный мастер спорта СССР (1961), Герой Советского Союза (1960). Сын *С. В. Ильюшина*. Окончил Борисоглебскую военную авиационную школу (1949) Военно-воздушную инженерную академию имени профессора Н. Е. Жуковского (1951), Школу лётчиков-испытателей (1953). С 1953 в ЛИИ, с 1957 в ОКБ

П. О. Сухого (с 1971 заместитель главного конструктора). Провел испытания ряда опытных и экспериментальных самолётов, в том числе С-22И — первого советского самолёта с крылом изменяемой в полёте стреловидности. Установил три мировых рекорда, в том числе один абсолютный. Медаль А. де Лаво (ФАИ). Ленинская премия (1976). Награждён орденами Ленина, Красного Знамени, Трудового Красного Знамени, Красной Звезды, «Знак Почёта», медалями.

### В. С. Ильюшин.

**Ильюшин** Сергей Владимирович (1894—1977) — советский авиаконструктор, академик АН СССР (1968), генерал-полковник инженерно-технической службы (1967), трижды Герой Социалистического Труда (1941, 1957, 1974). В Советской Армии с 1919, сначала авиамеханик, затем военком, а с 1921 начальник авиаремонтного поезда. Окончил Военно-воздушную академию имени профессора Н. Е. Жуковского (1926; ныне Военно-воздушная инженерная академия имени профессора Н. Е. Жуковского). За время обучения в академии построил три планёра. Последний из них — «Москва» на состязаниях в Германии получил первый приз за продолжительность полёта. После окончания академии руководитель секции научно-технического комитета военно-воздушных сил. Затем работал на научно-исследовательском аэродроме Военно-воздушных сил. С 1931 начальник ЦКБ Центрального аэрогидродинамического института. В 1933 возглавил ЦКБ при московском заводе имени В. Р. Менжинского, впоследствии ставшее КБ **И.**, деятельность которого была связана с развитием штурмовой, бомбардировочной, пассажирской и транспортной авиации. С 1935 **И.** — главный конструктор, в 1956—1970 — генеральный конструктор. Создал свою школу в самолетостроении. Под его руководством созданы строившиеся серийно штурмовики Ил-2, Ил-10, бомбардировщики Ил-4, Ил-28, пассажирские самолёты Ил-12, Ил-14, Ил-18, Ил-62, а также ряд опытных и экспериментальных самолётов.

Штурмовики **И.** во время Великой Отечественной войны составили основу советской штурмовой авиации как нового рода авиации, тесно взаимодействующего с наземными войсками. Ил-2 — один из массовых самолётов военного периода. При его создании **И.** удалось решить многие научно-технические проблемы, в том числе использовать броню в качестве силовой конструкции самолёта, разработать технологию изготовления броневых корпусов с большой кривизной обводов и др. **И.** большое внимание уделял экономическим вопросам строительства самолётов. Например, реактивный фронтовой бомбардировщик Ил-28 по трудоёмкости постройки приближался к истребителям. При его создании удалось хорошо увязать лётно-технические характеристики с пилотажными, средства поражения и средства защиты с общим весовым балансом самолёта. Рациональные, прогрессивные методы проектирования **И.** использовал и при создании пассажирских самолётов. Ил-18 — первый советский пассажирский самолёт, который нашёл широкий спрос на мировом авиационном рынке. В Ил-62 **И.** применил принципиально новую схему шасси, которая используется в ряде ведущих промышленных стран мира. **И.** присуждена Золотая авиационная медаль Международной авиационной федерации. Депутат Верховного Совета СССР в 1937—1970. Ленинская премия, (1960), Государственная премия СССР (1941, 1942, 1943, 1946, 1947, 1950, 1952, 1971). Награждён 8 орденами Ленина, орденом Октябрьской Революции, 2 орденами Красного Знамени, орденами Суворова 1-й и 2-й степени, Трудового Красного Знамени, 2 орденами Красной Звезды, медалями. Бронзовые бюсты **И.** установлены в Москве и Вологде. Имя **И.** носит Московский машиностроительный завод. См. статью *Ил*.

*Лит.:* Асташенков П. Т., Конструктор легендарных Илов, М., 1972; Новожилов Г. В., Ученый и конструктор С. В. Ильюшин, М., 1978; Пономарев А. Н., Конструктор С. В. Ильюшин, М., 1988.

### С. В. Ильюшин.

**«Илья Муромец»** — первый серийный четырёхдвигательный бомбардировщик-биплан (рис. в таблице VI). Построен в 1913 под руководством *И. И. Сикорского* на Русско-Балтийском вагонном заводе на базе самолёта «Русский витязь» его же конструкции. Первый полёт — 10(23) декабря 1913. На «**И. М.**» установлен ряд мировых рекордов грузоподъёмности и дальности полёта, в том числе совершён перелёт Петербург — Киев в июне 1914 (см. *Перелёты*). Строился серийно в 1914

—1918 в различных модификациях (серии Б, В, Г, Д, Е); всего построено 73 экземпляра. Применялся в Первую мировую и Гражданскую войны как бомбардировщик, штурмовик и дальний разведчик (на колёсном, лыжном и поплавковом шасси). В декабре 1914 «И. М.» сведены в «Эскадру воздушных кораблей» — первое соединение тяжёлой авиации. После Гражданской войны на уцелевших «И. М.» были организованы почтово-пассажирские перевозки на линии Москва — Орёл — Харьков; с 1 мая по 10 октября 1921 совершено 43 рейса. После ликвидации дивизиона воздушных кораблей в 1922 ввиду изношенности материальной части один «И. М.» был передан в Высшую военно-авиационную школу воздушной стрельбы и бомбометания для учебных полётов. Помощник начальника школы *Б. Н. Кудрин* в 1922—1923 совершил на нём 78 полётов и дал высокую оценку его лётным качествам.

Основные данные самолёта «Илья Муромец» серии Е (наиболее совершенного типа): число двигателей («Рено») 4; мощность одного двигателя 162 кВт; размах крыла: верхнего — 34,5 м, нижнего — 26,6 м; суммарная площадь крыльев 220 м<sup>2</sup>; длина самолёта 18,8 м; масса пустого самолёта 5 т; взлётная масса 7,46 т; максимальная скорость 130 км/ч; посадочная скорость 80 км/ч; практический потолок 3200 м; продолжительность полёта 4,4 ч; дальность полёта 560 км; разбег 450 м; пробег 300 м.

**В кабине экипажа самолёта «Илья Муромец».**

**иммельман** — то же, что *полупетля*.

**импеданс акустический** (английское impedance, от латинского impedio — препятствую). В акустике различают акустический импеданс  $Z_a$ , удельный акустический импеданс  $Z_l$  и механический импеданс  $Z_M$ .

**Акустический импеданс** — отношение комплексной амплитуды звукового давления  $p$  к объёмной колебательной скорости  $v$  (под последней понимается произведение усреднённой по площади нормальной составляющей колебательной скорости на площадь, для которой определяется акустический импеданс):

$$Z_a = p/v = (|p|/|v|) \exp[i(\{\Delta\phi\}_p - \{\phi\}_v)] = R_a + iX_a$$

$(\{\phi\}_p - \{\phi\}_v)$  — разность фаз звукового давления и колебательной скорости;  $R_a$  называется активным, а  $X_a$  — реактивным акустическим сопротивлениями.  $R_a$  связано с потерями звуковой энергии на трение при распространении звуковых волн в облицовочных каналах, замкнутых помещениях, а  $X_a$  — с реакцией сил инерции (масс) или сил упругости; в соответствии с этим реактивное сопротивление называется инерционным или упругим. Понятие акустического импеданса важно при рассмотрении процессов распространения и излучения звуковых волн из облицовочных каналов в условиях движущейся среды, при исследовании колебаний пластин и стержней, возбуждаемых акустическим полем, а также при распространении звуковых волн вблизи поглощающей поверхности, например, земли.

**Удельный акустический импеданс** — отношение звукового давления к колебательной скорости в фиксированной точке образца. Для бесконечной среды удельное сопротивление не зависит от выбранной точки, то есть является материальной константой, называемой **волновым импедансом** или **волновым сопротивлением среды**.

**Механический импеданс** (соответственно механические активное и реактивное сопротивления) — отношение силы, действующей на какую-либо площадку (произведения звукового, давления на рассматриваемую площадь), к средней для этой площадки колебательной скорости. Понятие механического импеданса наиболее широко используется в электроакустике.

Механические, удельные акустические и акустические импедансы связаны соотношением  $Z_M = SZ_l = S^2Z_a$ , где  $S$  — площадь образца.

**«импульс руля»** (от латинского impulsus — удар, толчок) — резкое кратковременное (по сравнению

с периодом свободных колебаний летательного аппарата и временем переходного процесса) отклонение одного из *рулей управления* и быстрое возвращение его назад в исходное положение при неизменном положении других *органов управления*. Подобным образом при лётных испытаниях создаются начальные возмущения для исследования характера последующих свободных колебаний летательного аппарата при оценке его динамической устойчивости и управляемости в продольном и боковом свободных движениях как с фиксированными, так и освобождёнными *рычагами управления*.

**импульсная труба** — *аэродинамическая труба* для получения потоков газа со сверх- и гиперзвуковыми скоростями, в которой истечение рабочего газа происходит из замкнутого объёма — форкамеры. В дозвуковой части сопла устанавливается диафрагма (см. рис.), отделяющая форкамеру от газодинамического тракта трубы. Форкамера наполняется сжатым газом, в остальные элементах трубы создаётся разрежение (10—1 Па). В результате мощного электрического разряда конденсаторной батареи или индуктивного накопителя в форкамере происходит нагрев рабочего газа, его температура и давление повышаются до значений  $T_0 \approx (3—5) \cdot 10^3$  К и  $p_0 \approx (2—3) \cdot 10^8$  Па. После этого диафрагма разрывается, а газ устремляется через сопло в рабочую часть и далее в вакуумную ёмкость. Истечение газа сопровождается падением давления и температуры в форкамере как из-за расширения газа, так и из-за тепловых потерь в стенки трубы, но *Маха число* в рабочей части в течение рабочего режима практически не изменяется во времени и определяется главным образом отношением площадей выходного и критического сечений сопла. Длительность рабочего режима (импульса — отсюда название) в **И. т.** составляет 50—100 мс, что достаточно для проведения различного рода аэродинамических испытаний.

Малое время воздействия плотного высокотемпературного газа на элементы трубы и модель снимает жёсткие ограничения на используемые материалы конструкций трубы и модели и измерительную аппаратуру, избавляет от применения сложных систем охлаждения и тем самым существенно упрощает и удешевляет проведение экспериментов.

В **И. т.** удаётся получать очень большие *Рейнольдса числа*, поэтому **И. т.** позволяют проводить испытания моделей летательных аппаратов в условиях, близких к натурным. Однако нестационарность течения и загрязнение газового потока продуктами разрушения электродов и стенок форкамеры ограничивают возможности **И. т.**

*А. Л. Искра.*

Схема импульсной трубы; 1 — конденсаторная батарея; 2 — форкамера; 3 — диафрагмы; 4 — сопло; 5 — рабочая часть; 6 — вакуумная ёмкость.

**импульсов теорема** в гидродинамике — в *стационарном течении* идеальной жидкости поток вектора количества движения через замкнутый объём пространства равен интегралу по поверхности  $S$  объёма от проекции давления  $p$  на внешнюю к поверхности нормаль  $n$ :

$$\iint_S \rho V V_n dS = \iint_S p n dS,$$

где  $\{\rho\}$  — плотность,  $V$  — вектор скорости. Представляет собой один из *сохранения законов*. Установлена *Л. Эйлером* в первой половине XVII в. Является прямым следствием второго закона механики Ньютона в приложении к сплошной среде и выражает, по существу, прямую интегральную связь ускорения частиц жидкости при прохождении через некоторый объём с импульсом сил (разностью давлений), приложенных к частицам. Доказывается интегрированием уравнений движения (см. *Эйлера уравнения*) по неподвижному объёму с использованием *неразрывности уравнения* и связи объёмного интеграла с поверхностным. Применительно к *трубке тока И. т.* даёт связь между равнодействующей силой, приложенной к трубке, и разностью скоростей на её входе и выходе. В приложении к летательному аппарату даёт связь *подъёмной силы* (или сопротивления) с полем возмущений скорости потока на достаточно большом удалении от летательного аппарата. **И. т.** называется также *теоремой количества движения*.

**«инглиш электрик»** (English Electric Co.) — военно-промышленная фирма Великобритании с крупным самолётостроительным сектором. Образована в 1918 в результате слияния пяти фирм, из которых три имели опыт производства самолётов (одна — с 1911). В годы Первой мировой войны была крупным поставщиком гидросамолётов и летающих лодок, выпускала их до 1926. Авиационное производство фирма возобновила в 1938, после 1945 организовала собственно КБ. Разработала и выпускала первый английский реактивный бомбардировщик «Канберра» (первый полёт в 1949, строился по лицензии в США под обозначением В-57 и в Австралии, см. рис.) и первый английский сверхзвуковой перехватчик «Лайтнинг» (1954, смотри рис. в таблице XXXI). В 1959 авиационная деятельность фирмы была сконцентрирована на дочернем предприятии «Инглиш электрик авнэйшен», которое в 1960 вошло в состав «Бритиш эркрафт корпорейшен». Основные данные самолётов «Канберра» и «Лайтнинг» приведены в таблице.

Табл. — Самолеты фирмы «Инглиш электрик»

Основные данные	Бомбардировщик «Канберра» В(1) Mk.8	Истребитель «Лайтнинг» F.6
Первый полёт, год	1954	1964
Число и тип двигателей	2 ТРД	2ТРДФ
Тяга двигателя, кН	33,3	72,6
Длина самолета	19,96	16,25
Высота самолёта, м	4,74	5,97
Размах крыла, м	19,49	10,61
Площадь крыла, м <sup>2</sup>	89,5	44,08
Взлётная масса, т:		
нормальная	21,32	13,1

максимальная	24,93	21, 77
Масса пустого самолёта, т	10,51	11
Боевая нагрузка, т	2,27	2,7
Радиус действия, км	1300	970
Максимальная скорость полёта, км/ч	900	2230
Потолок, м	14630	16500
Экипаж, чел.	2	1
Вооружение	4 пушки (20 мм), УР, бомбы	2 пушки (30 мм), 2УР

### Бомбардировщик «Канберра».

**«индиан эрлайнс»** (Indian Airlines) — авиакомпания Индии, одна из ведущих в мире. Осуществляет перевозки внутри страны и в некоторые страны Азии. Основана в 1953. В 1989 перевезла 9,98 миллионов пассажиров, *пассажирооборот* 8,69 миллиардов пассажиро-км. Авиационный парк — 58 самолётов.

**индикатор кругового обзора** (ИКО) — устройство в составе радиолокационной станции, предназначенное для отображения радиолокационной информации на экране электронно-лучевой трубки (ЭЛТ) в координатах азимут — дальность: азимут объекта отображается на ИКО угловым положением отметки на экране ЭЛТ, а дальность — её радиальным расстоянием от центра экрана ЭЛТ. Возможен вариант, когда на экране ЭЛТ в радиальном направлении отображается скорость объекта. В большинстве случаев при формировании отметки используется модуляция электронного луча по интенсивности (модулируется яркость отметки), что позволяет передать на экран дополнительную информацию при обзоре и картографировании земной поверхности ИКО используются как на летательных аппаратах, так и на наземных радиолокационных станциях. В современных радиолокационных станциях широко используются ЭЛТ, обеспечивающие цветное изображение радиолокационной информации.

**индикаторная скорость** — скорость летательного аппарата, которую в определенных условиях полёта будет показывать бортовой прибор-указатель (индикатор) системы, основанной на

измерении разности давлений в динамических и статических камерах приёмника воздушных давлений (ПВД), если при этом давления в обеих камерах ПВД (полное давление заторможенного потока  $p^*$  и атмосферное давление  $p_H$  на высоте полёта) соответствуют их истинным значениям и без искажений передаются бортовому прибору. Такую систему ПВД называют **идеальной**. Характерной особенностью заложенной в систему ПВД принципа её работы является то, что она не позволяет непосредственно измерять воздушную скорость  $V$  летательного аппарата, а обычно фиксирует в зависимости от условий полета **индикаторную земную скорость  $V_{iz}$**  либо собственно **И. с.  $V_i$** . Если бы  $p_H$  и плотность воздуха  $\{\rho\}_H$  на высоте полета совпадали со значениями  $p_c$  и  $\{\rho\}_c$  на уровне моря (см. *Международная стандартная атмосфера*), то система ПВД показывала бы воздушную скорость. Если же было бы  $p_H = p_c$ , а  $\{\rho\}_H$  отличалась от  $\{\rho\}_c$ , то указатель показал бы **И. с.** Во всех остальных случаях бортовой прибор идеальной системы ПВД индицирует индикаторную земную скорость летательного аппарата  $V_{iz} = f(V, p_H)$ , причём  $V_i = f(V, \{\rho\}_H)$ . И только при очень малых скоростях, когда можно пренебречь сжимаемостью воздуха, он покажет **И. с.  $V_i$** .

**И. с.** является важным параметром движения летательного аппарата, зная который можно рассчитать как его воздушную скорость, так и действующие на летательный аппарат в полете аэродинамические силы и моменты. Для самолёта, кроме того, она однозначно определяет при заданных его массе и конфигурации и заданном Маха числе полета  $M\{\infty\}$ , также *угол атаки* и коэффициент подъемной силы (см. *Аэродинамические коэффициенты*) в установившемся горизонтальном полёте.

Взаимосвязь между индикаторной, индикаторной земной и воздушными скоростями летательного аппарата можно получить, воспользовавшись уравнениями Бернулли для сжимаемого и несжимаемого газов и формулой Рэлея для сверхзвуковых течений. Она выражается зависимостями  $V_i = \{\Delta\}^{1/2} V$ ,  $V_{iz} = V_i \{\delta\} V_{сж}$ ,  $V = V_i / \{\Delta\}^{1/2}$ , где  $\{\Delta\} = \{\rho\}_H / \{\rho\}_c$  — относительная плотность воздуха на высоте полёта  $H$ , и  $\{\delta\} V_{сж}$  — поправка на сжимаемость воздуха, учитывающая различие чисел  $M$  при  $V_{iz} = \text{const}$  на высоте  $H$  и на уровне моря в условиях стандартной атмосферы. Обычно эту поправку определяют расчетом, и его результаты представляют в виде трех номограмм:  $\{\delta\} V_{сж} = f(V_{iz}, H)$ ; для  $M\{\infty\} < 1$  и  $V_{iz} < a_c$ ;  $M\{\infty\} \geq 1$  и  $V_{iz} \geq a_c$ ;  $M\{\infty\} \geq 1$  и  $V_{iz} \leq a_c$ , — где  $a_c$  — скорость звука в воздухе в стандартных земных условиях.

*Лит.:* Ведров В. С., Тайц М. А., Летные испытания самолетов, М., 1951; Калиниченко Б. В., Летные характеристики самолетов с турбинными двигателями, М., 1986.

*И. М. Пашковский.*

**индуктивное сопротивление** — часть *сопротивления аэродинамического* (сопротивления давления) крыла конечного размаха, связанная с образованием (индуцированием — отсюда название) *вихревой пелены* за крылом и определяемая затратами энергии на поддержание крупномасштабного течения, создаваемого сходящими с крыла *вихрями свободными*. В асимптотической теории крыла большого удлинения, обтекаемого несжимаемой жидкостью, плоскопараллельное течение около крыла характеризуется наличием индуктивного *скоса потока*, вызываемого сбегающей с крыла вихревой пеленой, в результате которого у равнодействующей сил давления, вычисляемой по формуле Н. Е. Жуковского (см. *Жуковского теорема*), появляется составляющая в направлении набегающего потока. **И. с.** зависит только от распределения *подъёмной силы* по размаху крыла и не может быть меньше сопротивления крыла, у которого нагрузка распределена по эллиптическому закону. Минимальное при заданной подъёмной силе **И. с.** пропорционально квадрату подъёмной силы и обратно пропорционально удлинению крыла. Этот результат распространяется также на крылья произвольной формы в плане.

**И. с.** возникает и при обтекании крыла потоком сжимаемого газа. Однако при скоростях полёта, соответствующих критическому или превышающим его значениям *Маха числа*, когда становится существенной сжимаемость газа, появляется *волновое сопротивление*, которое трудно отделить от

индуктивного. В этом случае на основе импульсов теоремы сопротивления, связанное с образованием подъёмной силы, разделяют на волновое и **вихревое сопротивление**. В качестве контрольной поверхности обычно выбирается цилиндр достаточно большого радиуса  $R$  и длиной  $L \gg R$ ; при этом волновое сопротивление определяется изменением количества движения на боковой поверхности цилиндра, а вихревое — переносом количества движения через его основание.

Лит.: Эшли Х., Лэндал М., Аэродинамика крыльев и корпусов летательных аппаратов, пер. с англ., М., 1969; Кюхеман Д., Аэродинамическое проектирование самолетов, пер. с англ., М., 1983.

В. И. Васильченко, М. Ф. Притуло.

**инерциальные системы навигации** — средства определения координат местоположения, производных координат, параметров угловой ориентации летательного аппарата путём интегрирования уравнений движения его центра масс.

Необходимые для интегрирования уравнений составляющие вектора результирующей силы, приложенной к летательному аппарату, находятся по показаниям *акселерометров*. Ориентация осей, вдоль которых измеряются составляющие вектора ускорения, задаётся с помощью гироскопов или определяется посредством датчиков угловой ориентации. Основной системой отсчёта является инерциальная (галилеева) система координат  $O\{\{\xi\eta\zeta\}\}$  с началом в центре Земли (см. рис.). По сигналам акселерометров и гироскопов реализуется (физически или аналитически) связанная с летательным аппаратом горизонтированная (плоскость  $XU$  совпадает с плоскостью местного горизонта) система координат (сопровождающий трёхгранник)  $C_{xyz}$ , в которой решается основное уравнение инерциальной навигации:

**{{формула}}**

где  $\mathbf{f}$  — вектор ускорения, измеряемый акселерометрами,  $\mathbf{g}(\mathbf{r})$  — вектор напряжённости поля тяготения Земли,  $\mathbf{r}$  — радиус-вектор летательного аппарата. Взаимное расположение систем координат  $O\{\{\xi\eta\zeta\}\}$  и  $C_{xyz}$  однозначно определяется широтой  $\{\{\varphi\}\}$  и долготой  $\{\{\lambda\}\}$  местоположения летательного аппарата. Контур ориентации сопровождающего трёхгранника по местной вертикали представляет собой динамическую систему, не зависящую от закона движения летательного аппарата. Для решения уравнения должны быть заданы начальные условия  $\mathbf{r}$  и  $d\mathbf{r}/dt$  при  $t = t_0$  и выполнена начальная выставка (начальная ориентация сопровождающего трёхгранника в горизонте и азимуте).

**И. с. н.** состоят из блока чувствительных элементов (акселерометры и гироскопы), вычислителя, пульта управления и устройств ввода начальных условий, ввода и вывода информации. Различают **И. с. н.** по точности (прецизионные и средний класса точности), способу установки чувствительных элементов (платформенные и бесплатформенные), использованию внешней корректирующей информации (корректируемые и автономные).

Лучшие образцы прецизионных **И. с. н.** имеют погрешности 0,2—0,5 км за 1 ч полёта; **И. с. н.** среднего класса — 1—2 км за 1 ч. У автономных **И. с. н.** погрешности их элементов приводят к нарастающим со временем погрешностям координат, поэтому на летательных аппаратах с большой продолжительностью полёта применяются корректируемые системы. Средствами коррекции могут быть доплеровский измеритель скорости, средства ближней и дальней *радионавигации*, астрокорректоры, спутниковые системы навигации, радиолокационные станции. Основными источниками погрешностей **И. с. н.** являются погрешности акселерометров, некомпенсируемые дрейфы гироскопов и погрешности начальной выставки в азимуте.

Благодаря автономности, помехоустойчивости и скрытности работы **И. с. н.** являются основным навигационным средством на многих летательных аппаратах.

Лит.: Андреев В. Д., Теория инерциальной навигации, М., 1967; Ишлинский А. Ю., Классическая

механика и силы инерции, М., 1987.

В. И. Сотников.

### Инерциальная система координат.

**инерционная нагрузка** — нагрузка, действующая на какую-либо часть летательного аппарата от массовых сил; возникает при наличии приращения перегрузки  $\{\{\Delta\}\}_n \{\neq\} 0$ . Инерционная сила  $l$ , действующая на массу  $m_i$ , определяется по формуле  $l = m_i g - n_i$ , где  $g$  — ускорение свободного падения (см. *Нагрузки на летательный аппарат*).

**инерционное взаимодействие продольного и бокового движений самолёта** — проявляется при пространственных манёврах, сопровождающихся энергичным вращением относительно продольной оси. Наиболее значительно **И. в.** у сверхзвуковых самолётов, имеющих большие различия в значениях главных моментов инерции (вытянутый эллипсоид инерции). С ростом скорости крена **И. в.** приводит к изменению параметров *продольного движения* и *бокового движения*, а также к возникновению влияния продольного управления на *рыскание* и путевого управления на движение по *тангажу*. При пространственном движении установившееся вращение самолёта происходит относительно оси, практически совпадающей с вектором скорости полета. Причиной **И. в.** являются инерционные моменты, действующие на самолет при его вращении. Эти моменты стремятся опрокинуть самолёт относительно скорости  $V$ . На рисунке схематически изображено вращение самолёта и действие инерционного и аэродинамических моментов (предполагается, что скольжение отсутствует). Для малых узлов атаки ее эти моменты можно считать линейно зависящими от  $\alpha$ , так что суммарный момент  $M_{z\{\Sigma\}}$ , действующий на самолёт, можно представить следующим образом:  $M_{z\{\Sigma\}} = M_{z\text{аэр}} + M_{z\text{ин}} = [m^{\alpha}_z q S b_A + (I_y - I_x) \{\{\omega\}\}_x] \{\{\alpha\}\}$ , где  $M_{z\text{аэр}}$ ,  $M_{z\text{ин}}$  — аэродинамический и инерционный моменты;  $I_y$ ,  $I_x$  — моменты инерции самолёта относительно продольной  $x$  и нормальной  $y$  осей;  $S$ ,  $b_A$  — площадь и средняя аэродинамическая хорда крыла;  $m^{\{\alpha\}}_z$  — производная коэффициент аэродинамического момента тангажа по углу атаки;  $\{\{\omega\}\}_x$  — скорость крена;  $q$  — *скоростной напор*. Из условия  $\partial M_{z\{\Sigma\}} / \partial \{\{\alpha\}\} = 0$  можно оценить критическую скорость крена, при которой происходит потеря устойчивости движения самолёта по тангажу:

$\{\{\text{формула}\}\}$

Аналогичная оценка получается и для критической скорости крена, при которой происходит потеря устойчивости движения по рысканию:

$\{\{\text{формула}\}\}$

где  $I_z$  — момент инерции самолёта относительно поперечной оси  $z$ ,  $l$  — размах крыла,  $m^{\{\beta\}}_y$  — производная коэффициента аэродинамического момента рыскания по углу скольжения. Эти приближённые соотношения не учитывают действия части аэродинамических моментов  $M_{z\text{аэр}}$ , обусловленных вращением (так называемых демпфирующих моментов), а также гироскопического момента вращающегося ротора двигателя. Демпфирующие аэродинамические моменты могут существенно изменить критические скорости  $\{\{\omega_\alpha\}\}$ ,  $\{\{\omega_\beta\}\}$  и даже привести к их исчезновению (см. *Аэродинамическое демпфирование*). Гироскопический момент изменяет критические скорости незначительно. Скорость крена, при достижении которой самолёт оказывается на границе устойчивости, находится вблизи критических скоростей  $\{\{\omega_\alpha\}\}$ ,  $\{\{\omega_\beta\}\}$ . При этом в зависимости от типа маневра характер потери устойчивости может носить аperiodический или колебательный характер. Особенности пространственного движения самолёта, проявляющиеся в потере устойчивости движения, в возникновении обратной реакции самолёта по перегрузкам на отклонения органов управления, в возможности существования критических режимов *инерционного вращения*, главным образом порождаются **И. в.**

Лит.: Бюшгенс Г. С., Студнев Р. В., Динамика пространственного движения самолета, М., 1967.

М. Г. Гоман.

Инерционное взаимодействие продольного и бокового движений самолета;  $\{\{\Omega\}\}$  — угловая скорость вращения относительно вектора скорости.

**инерционное вращение** — критический режим движения самолёта, возникающий при выполнении пространственных манёвров, сопровождающихся энергичным вращением по *крену* (вход и выход из *виража*, *перевороты*, *бочки* и т. д.). **И. в.** как на докритических, так и на закритических *углах атаки* происходит с большой скоростью крена даже при нейтральном положении органов поперечного и путевого управления и сопровождается установлением больших нормальных и боковых *перегрузок*, которые могут привести к разрушению самолёта. В режиме **И. в.** возникает обратная реакция самолёта по перегрузкам на отклонение рулей высоты и направления, а отклонение элеронов не останавливает вращения, в результате чего движение в этом режиме практически неуправляемо. Одной из причин **И. в.** является *инерционное взаимодействие*, которое наряду с кинематическим и аэродинамическим взаимодействием приводит к резкому увеличению углов атаки и скольжения самолёта при приближении скорости крена к критическим скоростям вращения, при которых происходит потеря устойчивости движения по *тангажу* и *рысканию*. **И. в.** поддерживается за счёт момента крена, порождаемого возникающими скольжением и рысканием. В силу аэродинамической природы вращающего момента **И. в.** часто называют **аэроинерционным вращением**.

При некоторых отклонениях органов управления условия для существования режимов **И. в.** могут исчезнуть и вращение самолёта прекратится. На этом основано построение способов вывода самолёта из режимов **И. в.**, которые, как правило, сложны и необычны с точки зрения привычной для летчика манеры пилотирования.

Лит.: Бюшгенс Г. С., Студнев Р. В., Динамика пространственного движения самолета, М., 1967.

М. Г. Гоман.

**интеграция бортового оборудования** (ИБО) (от латинского *integratio* — восстановление, восполнение, *integer* — целый) — структурное, функциональное, схемно-конструктивное объединение отдельных видов систем, приборов, агрегатов *бортового оборудования* для снижения массы оборудования, повышения его надёжности и эффективности решения функциональных задач.

До 1950-х гг. ИБО носила в основном схемно-конструктивный характер. Примером такой интеграции могут служить радиоманитный индикатор, интегральный привод-генератор, ряд комбинированных приборов контроля параметров силовой установки.

С середины 60-х гг. началось внедрение комплексов бортового оборудования различного функционального назначения (навигационных, пилотажных, прицельных, обзорных), создаваемых на основе структурной интеграции аппаратуры, решающей различные частные задачи, вычислительных средств и схемно-конструктивной интеграции средств отображения информации, устройств управления.

В 70-х гг. были созданы пилотажно-навигационные, обзорно-прицельные, прицельно-пилотажно-навигационные комплексы, комплексы радиосвязи, которые используются на различных летательных аппаратах.

Возможность и целесообразность дальнейшего развития ИБО, особенно функциональной и схемно-конструктивной, определяются уровнем развития и использования в бортовом оборудовании цифровой техники и микроэлектроники. Развитие микроэлектроники, переход на цифровые методы обработки и передачи информации создают необходимые предпосылки для интеграции бортового радиоэлектронного оборудования летательного аппарата в целом. На этой стадии ИБО будет осуществляться не путём интеграции аппаратуры, решающей отдельные

функциональные задачи, а на базе функциональных модулей (процессоров, синтезаторов частот, усилительных трактов, экранных индикаторов), входящих в реконфигурируемую структуру комплекса.

ИБО — перспективное направление развития бортового оборудования, так как позволяет путём сокращения аппаратной избыточности, оптимального использования всей имеющейся на борту летательного аппарата информации значительно повысить качество решаемых оборудованием функциональных задач, снизить его массу, повысить надёжность, сократить расходы в эксплуатации.

*В. Н. Сучков.*

**интенсивность звука** (от латинского *intetisio* — напряжение, усиление), **сила звука**, — поток энергии через единичную площадку, перпендикулярную направлению распространения звуковой волны. В общем случае **И. з. I** может быть определена усреднением во времени вектора Умова **Q** (по имени русского учёного А. М. Умова):

**{{формула}}**

где  $Q = pv$ ,  $p$  — звуковое давление,  $v$  — колебательная скорость (см. *Звуковое поле*),  $T$  — промежуток времени, за который производится усреднение (для гармонических колебаний — обычно их период). Для распространяющейся в свободном пространстве плоской или сферической звуковой волны **И. з.** в направлении распространения звуковой волны  $I = pv/2 = p^2/2\rho a$ , где  $\rho$  — плотность невозмущённой среды,  $a$  — скорость звука.

**интерференционный метод исследования течений** — один из основных *оптических методов исследования течений*. Характерные особенности **И. м. и.**: а) использование в интерференционных приборах двух когерентных (способных интерферировать) световых пучков, один из которых (рабочий) просвечивает изучаемое пространство и содержит информацию о потоке, другой (опорный) остаётся невозмущённым и создаёт в плоскости экрана (фотоплёнки) когерентный фон; б) обязательное оптическое сопряжение изучаемой области потока с экраном. В **И. м. и.** наиболее распространены интерферометры Рождественского и Маха — Цендера. Оптическая схема типичного для аэродинамического эксперимента интерферометра Маха — Цендера приведена на рис. 1. Световой пучок от внешнего монохроматического источника разделяется полупрозрачным зеркалом на два когерентных пучка (опорный и рабочий). При отсутствии возмущений в потоке взаимодействие световых пучков в плоскости экрана образует интерференционную картину в виде регулярной решётки с чередующимися тёмными и светлыми полосами (рис. 2, область 2). Изменения фазы сотовой волны в рабочем пучке, вызываемые возмущённым потоком, приводят к смещению  $m$  интерференционных полос в плоскости экрана (рис. 2, области 4,5). В случае двумерного потока это смещение равно  $m = l\Delta n/\lambda$ , где  $\Delta n$  — изменение показателя преломления,  $l$  — геометрическая длина пути рабочего пучка в возмущённой зоне,  $\lambda$  — длина световой волны источника. Изменению плотности  $\Delta\rho$  среды в этом случае вычисляется из уравнения  $k\Delta\rho l$ , где  $k$  — так называемый коэффициент Гладстона—Дейла, характеризующий способность преломления света данным веществом. Разработана методика определения  $\Delta\rho$  для осесимметричных и трёхмерных потоков. Известны интерферометры других типов. Основное различие между ними заключается в методике создания когерентного фона в плоскости экрана и формы опорной световой волны. С 1970-х гг. в **И. м. и.** всё более широкое применение находят голография, лазеры, их пользование существенно расширяет возможности интерферометрии. **И. м. и.** обладает высокой чувствительностью; рабочий диапазон интерферометров зависит от диапазона измеряемых смещений  $m$ , характеристик источника света и др. Качество интерференцированных изображений определяется контрастом интерференцированных полос, на значение которого влияют характеристики источника света, качество юстировки интерферометра и оптических элементов схемы. Существенно расширяет возможности и повышает качество **И. м. и.** использование в качестве источника света лазера (рис. 3). Погрешность определения  $\Delta\rho$  зависит от точности измерения смещений  $m$ , рефракции среды в рабочей зоне и вне её.

В зависимости от режима течения погрешность может изменяться от 1 до 17%. Чем больше изменение плотности  $\{\{\Delta\rho\}\}$  в потоке, тем точнее можно измерить её значение. **И. м. и.** наиболее широко применяют в *аэродинамических трубах* с транс- и сверхзвуковыми потоками.

*Лит.:* Физические измерения в газовой динамике и при горении, пер. с англ., М., 1957.

*В. А. Яковлев.*

Рис. 1. Принципиальная схема установки для интерферометрического метода исследования: 1 — источник света; 2 — световой пучок ( $2_0$  — опорный,  $2_p$  — рабочий); 3 — полупрозрачные зеркала интерферометра; 4 — изучаемая область потока; 5 — модель; 6 — отражающие зеркала интерферометра; 7 — экран (фотопленка) с изображением интерференционной картины.

Рис. 2. Интерференционная картина сверхзвукового потока, полученная интерферометром Маха — Цендера; 1 — модель (круговой конус); 2 — набегающий поток; 3 — скачок уплотнения; 4 — область конического течения; 5 — аэродинамический след.

Рис. 3. Интерференционная картина обтекания тела сверхзвукового потока, полученная с помощью лазера.

**интерференция аэродинамическая** (от латинского *inter* — взаимно, между собой и *iergio* — ударяю, поражаю) — взаимодействие потоков, обтекающих отдельные элементы летательного аппарата или отдельные объекты. Мерой **И. а.** служит изменение аэродинамических характеристик элемента летательного аппарата или объекта по сравнению с характеристиками изолированного элемента или объекта. В большинстве случаев **И. а.** является неблагоприятной и приводит к возрастанию *сопротивления аэродинамического*; эту часть сопротивления обычно называют **сопротивлением интерференции**. При сверхзвуковых скоростях полёта возможно и благоприятное влияние **И. а.**, например, у *Буземана биплана*, у самолёта схемы «высокоплан» и в некоторых других случаях.

Знание аэродинамических свойств изолированных элементов летательного аппарата и интерференционных поправок позволяет рассчитать аэродинамические характеристики полной конфигурации и выбрать исходя из каких-либо критериев оптимальное расположение элементов. Если возмущения, вносимые конфигурацией в поток газа, малы и выполняются условия линеаризации уравнений движения (см. *Линеаризованная теория*), то общая проблема **И. а.** распадается на ряд самостоятельных задач, и каждый отдельный вид **И. а.** может быть исследован независимо от других.

В зависимости от типа рассматриваемых элементов выделяют следующие основные виды **И. а.**: взаимодействие *несущих поверхностей*, взаимодействие крыла и фюзеляжа, взаимодействие двигательной установки и несущих поверхностей, а также влияние поверхности земли, свободной поверхности и стенок аэродинамической трубы.

При определенных условиях **И. а.** может быть однонаправленной; например, при сверхзвуковых скоростях полёта имеет место интерференционное воздействие крыла или фюзеляжа на хвостовое оперение, но отсутствует влияние хвостового оперения на крыло и фюзеляж, так как в этом случае возмущения не могут распространяться вверх по потоку. Если влияние одного из элементов комбинации значительно меньше влияния другого элемента (например, воздействие хвостового оперения на крыло или фюзеляж при дозвуковых скоростях полёта или воздействие крыла на воздушный винт являются малыми), то в первом приближении **И. а.** оказывается однонаправленной.

При сильном взаимном влиянии, которое проявляется в основном в месте сочленения пересекающихся элементов, таких, как крыло и фюзеляж, разделить интерференционные воздействия крыла на фюзеляж и фюзеляжа на крыло и свести исследование **И. а.** к изучению её отдельных сторон можно только для характерных конфигураций (например, для длинного

фюзеляжа с узким крылом с небольшим углом *стреловидности* — при дозвуковых скоростях; для комбинации крыла с цилиндрическим фюзеляжем или фюзеляжа с крылом, имеющим сверхзвуковую переднюю кромку, — при сверхзвуковых скоростях). В общем случае интерференционные воздействия не разделяются и задача исследования **И. а.** сводится к определению *поля течения* около рассматриваемого летательного аппарата с помощью какого-либо метода численного анализа на основе *Эйлера уравнений*. Вследствие сильной **И. а.** крыла и фюзеляжа разработан ряд правил оптимизации формы комбинации корпуса с крылом: сверхзвуковое правило площадей (см. *Площадей правило*), правило моментов площадей и другие экспериментальные исследования **И. а.** крыла и фюзеляжа впервые были проведены при больших дозвуковых скоростях *Г. П. Свищевым* и в трансзвуковом диапазоне скоростей английским учёным *Р. Уиткомбом*. Исследования позволили существенно уменьшить аэродинамическое сопротивление летательного аппарата.

*Лит.:* Аэродинамика частей самолета при больших скоростях, пер. с англ., М., 1959.

*В. И. Васильченко.*

**«Интерфлюг»** (Interflug) — авиакомпания ГДР. Осуществляла перевозки внутри страны, в СССР, в страны Африки и на Кубу. Основана в 1955. В 1989 перевезла 1,62 миллионов пассажиров, *пассажирооборот* 3,32 миллиардов пассажиро-км. Авиационный парк — 45 самолётов. В 1991 прекратила своё существование.

**интерцептор** (латинское *interceptor* — захватчик, от *intercipio* — перехватываю, отбиваю, пересекаю) — аэродинамический *орган управления* летательным аппаратом, выполненный в виде пластины, в рабочем положении выступающей над его поверхностью под углом к набегающему потоку. Обычно **И.** устанавливается на верхней поверхности крыла и в рабочем положении уменьшает его подъемную силу; используется при отклонении на правой или левой половине крыла в качестве органа поперечного управления (иногда совместно с *элеронами*), а при одновременном отклонении на правой и левой половинах как *гаситель подъёмной силы*. Управляющая сила при использовании **И.** создаётся главным образом за счёт повышения давления перед ним. Разрежение за **И.** обычно уменьшает эту силу,

По конструктивному выполнению различают два основных типа **И.** (рис. 1): поворотный — часть подкреплённой обшивки несущей поверхности, поворачиваемая по отношению к потоку на углы до  $90\{\circ\}$ , и выдвижной — в виде пластины, выдвигаемой из поверхности летательного аппарата в поток под углом, близким к  $90\{\circ\}$ . Разновидностью поворотного **И.** является **И.** с протоком и дефлектором.

В неотклонённом положении **И.** обычно не выступает за обводы поверхности летательного аппарата. Известны неуправляемые (неподвижные) **И.**, предназначенные для создания постоянных (при данном режиме полёта) сил, а также струйные **И.**, в которых роль пластины выполняет струя газа, выдуваемая из поверхности летательного аппарата. **И.** может быть установлен и на фюзеляже или другой омываемой потоком части летательного аппарата, хотя его эффективность (см. *Эффективность органов управления*) в этом случае обычно ниже, чем при установке на крыле.

Преимущество **И.** перед другими органами управления (например, элеронами) состоит в том, что они могут устанавливаться в той части крыла, в которой задняя кромка использована для размещения *механизации крыла* (рис. 2).

**И.** обычно состоит из лонжерона, нервюр, стрингеров и наружной обшивки, иногда может быть выполнен монолитным. Выдвижной **И.** требует сравнительно небольших усилий для выдвижения, но для его размещения в убранном положении необходимы большие строительные высоты крыла. К недостаткам **И.** следует отнести сравнительно большое лобовое сопротивление, малую эффективность при малых углах отклонения и быстрое падение эффективности при больших углах

атаки. При отклонении предкрылков **И.** сохраняет эффективность до больших углов атаки.

До 40-х гг. **И.** применялись на экспериментальных самолётах в СССР (Р-Б, ОПБ-41 и др.) и за рубежом. Первый серийный самолёт с интерцепторным управлением (Нортроп Р-61 «Блэк уидоу», США) был создан во время Второй мировой войны. На самолётах Ту-134А, Ил-62, Ту-154, Ил-86 и др. **И.** используются для увеличения поперечной управляемости в дополнение к элеронам и как воздушные тормоза при посадке. На истребителе МиГ-23 поперечное управление осуществляется **И.** совместно с дифференциально отклоняемым стабилизатором (элероны отсутствуют).

*В. Г. Микеладзе.*

Рис. 1. Поворотный (а), выдвигной (б) и поворотный с дефлектором и протоком (в) интерцепторы на крыле самолета: 1 — интерцептор; 2 — крыло; 3 — проток; 4 — дефлектор.

Рис. 2. Расположение интерцепторов на крыле самолёта: 1 — интерцептор; 2 — крыло.

**инфракрасное излучение** летательного аппарата — тепловое излучение двигателя и нагретых частей поверхности летательного аппарата. Инфракрасная область в оптическом спектре электромагнитных колебаний занимает диапазон от 0,78 мкм до 1 мм. Источниками инфракрасного излучения летательного аппарата являются (см. рис.): раскалённые до температуры  $T_c = 1500—2000$  К детали реактивных двигателей, излучающие в заднюю полусферу; факел догорающего топлива и выпускных газов, вблизи сопла имеющих температуру 350—2000 К (в зависимости от режима работы двигателя); поверхность летательного аппарата, нагреваемая в полёте главным образом за счёт торможения потока на преграде — носке фюзеляжа, кромках крыльев и другие элементах конструкции (при полёте на высоте 11000 м со скоростью, соответствующей *Маха* числам  $M_{\infty} = 2,5—5$ , *аэродинамическое нагревание* может привести к повышению температуры поверхности летательного аппарата до 450—1100 К).

Инфракрасное излучение демаскирует летательный аппарат в полёте, так как может быть обнаружено тепlopеленгаторами истребителей или тепловыми головками самонаведения ракет. Необходимость защиты летательного аппарата от атак истребителей, вооружённых инфракрасными системами прицеливания и наведения ракет, ставит проблему снижения заметности летательного аппарата в инфракрасном спектре.

*Лит.:* Хадсон Р., Инфракрасные системы, пер. с англ., М., 1972; Лазарев Л. П., Оптико-электронные приборы наведения летательных аппаратов. 4 изд., М., 1984.

**Тепловое излучение самолёта** ( $T_0$  — температура торможения).

**инцидент** — событие, связанное с использованием воздушного судна, которое имело место с момента, когда какое-либо. лицо вступило на борт с намерением совершить полёт, до момента, когда все лица, находившиеся на борту с целью полёта, покинули воздушное судно, и обусловленное отклонениями от нормального функционирования летательного аппарата, экипажа, служб управления и обеспечения полётов, воздействием внешней среды, могущее оказать влияние на безопасность полёта, но не закончившееся *авиационным происшествием*. См. также *Серьёзный инцидент*.

**ионосфера** — ионизованная часть верхней атмосферы Земли; расположена выше 50 км. Верхняя граница **И.** совпадает с внешней границей магнитосферы Земли. Характеризуется высокой концентрацией ионов и свободных электронов. В **И.** выделяются области увеличенной ионной концентрации. Высота и степень ионизации областей **И.** меняются в суточном и годовом цикле, а также в зависимости от солнечной активности под действием ультрафиолетового, рентгеновского и корпускулярного излучений Солнца. При резком возрастании ионизации, обусловленном хромосферными вспышками на Солнце, происходит нарушение радиосвязи летательных аппаратов с наземными службами на коротких и средних волнах.

**ИП** (истребитель пушечный) — принятое в СССР в 30-х гг. обозначение истребителей,

оснащённых крупнокалиберным пушечным вооружением (см. в статье *Григоровича самолёты*).

**«Иран Эр»** (Iran Air) — авиакомпания Ирана. Осуществляет перевозки в страны Западной Европы и Азии. Основана в 1962. В 1989 перевезла 4,43 миллионов пассажиров, пассажирооборот 4,53 миллиардов пассажиро-км. Авиационный парк — 26 самолётов.

**иркутское авиационное производственное объединение.** Авиационный завод № 125 в Иркутске начал строиться в 1932 и вступил в строй в 1935. В предвоенный период выпускал истребители *И-14* и бомбардировщики *СБ*. В октябре — ноябре 1941 на территорию завода № 125 был перебазирован *Московский авиационный завод № 39* имени В. Р. Менжинского. В годы Великой Отечественной войны объединенный завод № 39 поставил фронту около 3000 боевых самолётов (*Пе-2*, *Пе-3*, *Ил-4*, *Ер-2*). В 1946—1953 строились бомбардировщики *Ер-2*, *Ту-2*, торпедоносцы *Ту-14*, а затем завод перешёл на производство реактивной техники — выпускал различные варианты самолётов *Ил-28*, *Як-28*, *МиГ-23*. Предприятие награждено орденами Ленина (1936), Октябрьской Революции (1976), Трудового Красного Знамени (1940). В 1989 на основе завода образовано производственное объединение.

**Исаев** Алексей Михайлович (1908—1971) — советский конструктор авиационных и ракетных двигателей, доктор технических наук (1959), Герой Социалистического Труда (1956). Окончил Московский горный институт (1932). С 1934 в авиационной промышленности. Работал в ОКБ В. Ф. Болховитинова; совместно с *А. Я. Березняком* создал первый советский ракетный самолёт *БИ*. С 1944 главный конструктор. Под руководством **И.** созданы жидкостный ракетный двигатель для летательных аппаратов *С. А. Лавочкина*, *П. Д. Грушина*, *Г. Н. Бабакина*, *С. П. Королёва*, *В. Н. Челомея*. Ленинская премия (1958), Государственная премия СССР (1948, 1968). Награждён 4 орденами Ленина, орденом Октябрьской Революции, медалями. Именем **И.** назван кратер на Луне. Портрет смотри на стр. 260.

*Лит.:* [Куприянов В. К.](#), [Чернышев В. В.](#), И вечный старт..., М., 1988.

[А. М. Исаев.](#)

**испытания авиационной техники** — комплекс работ, проводимых в процессе создания, производства и эксплуатации летательного аппарата и его составных частей с целью проверки их работоспособности, выявления и устранения недостатков, проверки соответствия фактических характеристик расчетным данным и установленным требованиям и подтверждения заданного уровня надёжности. Различают *наземные испытания* и *лётные испытания*, в которых, в свою очередь, могут быть выделены отдельные виды **И. а. т.**, отличающиеся тематической направленностью, задачами, условиями (местом) проведения и т. п.

**Аэродинамические испытания.** Они начинаются на ранних этапах проектирования нового летательного аппарата с целью выявления его рационального аэродинамического облика и включают исследования моделей различных аэродинамических схем и параметров в *аэродинамических трубах* (рис. 1). По мере разработки проекта число рассматриваемых аэродинамических компоновок сокращается, но исследуются они более детально: аэродинамические характеристики определяются в различных полётных и взлётно-посадочных конфигурациях и на особых режимах полёта, отрабатываются элементы силовой установки (воздухозаборники и реактивные сопла) и т. д. Размеры современных аэродинамических труб позволяют испытывать а них натурные конструкции (например, часть крыла с мотогондолой) и даже целиком летательные аппараты некоторых типов. Для летательных аппаратов, отличающихся новизной аэродинамических решений, объём испытаний в аэродинамических трубах весьма высок и суммарное время испытаний может превышать 20 тысяч ч. В дополнение к испытаниям в аэродинамических трубах в целях уточнения полученных результатов при разработке летательного аппарата могут проводиться лётные аэродинамические исследования на *летающих моделях*, на так называемых самолётах-аналогах и на специально построенных экспериментальных летательных аппаратах.

**Прочностные испытания.** Большой объём этих испытаний выполняется в лабораторных условиях с использованием специально строящихся *планеров* летательных аппаратов, а также отдельных отсеков, агрегатов, элементов конструкции, динамически-подобных и других моделей. Фактическая прочность конструкции летательного аппарата оценивается при *статических испытаниях*, во время которых нагрузки на неё последовательно увеличиваются вплоть до разрушающих. При этом для высокоскоростных летательных аппаратов, подвергающихся интенсивному *аэродинамическому нагреванию*, в конструкции воспроизводятся соответствующие температурные поля (*теплопрочностные испытания*). Способность конструкции противостоять действующим в процессе эксплуатации летательного аппарата повторяющимся нагрузкам оценивается по результатам *усталостных испытаний, повторно-статических испытаний, ресурсных испытаний* (рис. 2). При испытаниях конструкции летательного аппарата на выносливость число циклов нагружения значительно превышает то, которое ожидается в течение срока службы летательного аппарата. Динамические испытания, в ходе которых исследуются различные явления, связанные с *аэроупругостью* конструкции, позволяют установить области полётных режимов, безопасные в отношении этих явлений (см. также *Резонансные испытания*). Результаты наземных исследований прочности уточняются и дополняются при лётных испытаниях опытных образцов летательного аппарата; кроме того, вопросы прочности могут исследоваться на отдельных серийных образцах (см., например, *Лидерный самолёт*).

**Испытания бортовых систем, оборудования и двигателей.** Новые образцы авиационной техники, входящие в комплектацию разрабатываемого летательного аппарата, подвергаются обширным испытаниям (лабораторным, стендовым, на *летающих лабораториях*) с доводкой их до соответствия заданным требованиям по техническим характеристикам и надёжности. Для блоков, систем и комплексов бортового оборудования специфичны *климатические испытания*. В изучении вопросов самолётовождения, устойчивости, управляемости и манёвренности летательного аппарата видное место занимает моделирование динамики полёта, работы пилотажно-навигационного и др. оборудования и систем управления на моделирующих и *пилотажных стендах*. Разнообразным испытаниям подвергается один из основных элементов летательного аппарата — его двигатель (см. *Испытания авиационных двигателей*). Испытания бортового оборудования и двигателей играют важную роль в их *сертификации* (как правило, она должна быть завершена до начала применения этих объектов на летательном аппарате).

**Испытания летательного аппарата.** Завершающий этап разработки нового, модернизированного или модифицированного летательного аппарата — лётные испытания полностью укомплектованного летательного аппарата, во время которых комплексно оцениваются его лётно-технические характеристики и проверяется их соответствие установленным требованиям. В России в этих целях проводятся лётные *заводские испытания* и *государственные испытания*, которые соответственно осуществляют разработчик и заказчик летательного аппарата. Для проведения испытаний разработчик летательного аппарата строит опытные образцы, число которых зависит от типа летательного аппарата (объёма испытаний), его сложности и новизны и т. д. (от 1 до 10 экземпляров и более). Для проверки применения летательного аппарата в эксплуатирующих ведомствах (с их организационной структурой, материально-технической базой и личным составом) и более полной отработки процедур штатной эксплуатации заказчик может также проводить *эксплуатационные испытания*, в которых обычно используются серийные или так называемые предсерийные образцы. При положительных результатах лётных испытаний летательный аппарат признаётся пригодным для эксплуатации (в гражданской авиации выдаётся *сертификат лётной годности* летательного аппарата данного типа).

Значительный объём испытаний выполняется во время производства и эксплуатации летательного аппарата. При изготовлении многих узлов и агрегатов летательного аппарата проводятся их испытания в рамках системы *технического контроля*. Полностью собранный летательный аппарат проходит предусмотренные технологическим процессом проверки на *контрольно-испытательной станции*, а *лётно-испытательная станция* завода осуществляет сдаточные лётные испытания каждого экземпляра серийного летательного аппарата. При развёртывании серийного

производства, а также в ходе его могут выполняться контрольные испытания летательного аппарата.

Проведение широкого круга автономных и комплексных **И. а. т.** на всех стадиях жизненного цикла авиационной техники направлено на обеспечение высокого уровня надёжности летательного аппарата и безопасности полётов.

*В. П. Шенкин.*

Рис. 1. Испытания модели самолета в аэродинамической трубе.

Рис. 2. Ресурсные испытания самолета.

**испытания авиационных двигателей** — экспериментальное определение характеристик и свойств авиационных двигателей, их систем, узлов и агрегатов для выявления соответствия их техническим требованиям или для опытного изучения процессов, происходящих в двигателях, их натуральных или модельных узлах и элементах. Результаты **И. а. д.** и их элементов в процессе разработки, опытного и серийного производства, а также эксплуатации являются основными показателями их технического состояния (например, работоспособность, эффективность).

Испытания можно классифицировать по их конечной цели и по общности исследуемых явлений. По конечной цели различают: испытания по изучению общих свойств двигателей, их систем, узлов и агрегатов; опытные испытания, проводимые для доводки новых образцов двигателей, их систем, узлов и агрегатов и для проверки соответствия нового двигателя техническим требованиям; заводские испытания серийных двигателей, которые проводятся с целью приработки деталей и отладки двигателя, проверки качества изготовления, сборки и соответствия основных данных двигателей и их агрегатов утверждённым техническими условиями, для подтверждения качества и годности к эксплуатации партии двигателей, проверки эффективности мероприятий, разработанных для устранения дефектов, выявленных в ходе серийного производства и эксплуатации, увеличения ресурса и др.

По общности исследуемых явлений различают: специальные испытания, к которым, например, относятся исследование высотно-скоростных характеристик, тензометрирование и вибрографирование рабочих лопаток, дисков, корпусов, направляющих аппаратов и других деталей двигателей в условиях реального нагружения; определение полей температур газа и термометрирование элементов конструкции; отработка эффективности рабочего процесса в основном и форсажных камерах сгорания; проверка достаточности запасов устойчивости компрессоров и сверхзвуковых воздухозаборников в системе силовой установки; исследование пусковых характеристик двигателя, его шума и т. д.

В России указанные испытания обязательны перед государственными испытаниями двигателей, номенклатура и их объём определяются программой государственных испытаний конкретного двигателя, *Нормами лётной годности*. В зависимости от требований испытания проводятся как на наземных открытых и закрытых стендах (условия; высота полёта  $H \approx 0$ , Маха число  $M_{\{\infty\}} \approx 0$ ), так и на специальных стендах в имитированных высотно-скоростных условиях.

Испытания двигательной установки в аэродинамической трубе в набегающем натурном потоке воздуха создают адекватные полётным условия работы всех элементов двигательной установки (рис. 1, схема а). Реализация такой схемы испытаний требует больших энергетических и материальных затрат (суммарный расход воздуха через стенд  $G_{в\{\Sigma\}} > 10G_{в.дв.}$ , где  $G_{в.дв.}$  — расход воздуха через двигатель). Для натуральных двигательных установок с большими расходами воздуха она применяется крайне редко. Широкое распространение получили более экономичные методы испытаний двигательных установок и двигателей в имитированных высотно-скоростных условиях на высотных стендах. Наиболее полно имитировать условия полёта удаётся при работе двигателя с самолётным воздухозаборником, обдуваемым набегающим потоком, осреднённые температура  $\{T_{H\infty}\}$ , давление  $\{p_{H\infty}\}$  и скорость  $\{V_{H\infty}\}$  (число Маха) которого равны полётным (на высоте

**Н).** На выходе из реактивного сопла вне рабочей струи газов создаётся разрежение, близкое к полётному. Двигатель охлаждается отбираемым от воздухозаборника воздухом, как и при работе двигательной установки в натуральных условиях (рис. 1, схема б). Такая модель граничных условий полностью обеспечивает тождество протекания всех внутренних процессов в двигателе при испытаниях на стенде и при его работе на самолёте. Не имитируется лишь обтекание кормовой части. Потребные расходы воздуха при этом составляют  $G_{в\{\Sigma\}} \geq 3G_{в.дв.}$ . Технологически более простой и более экономичный ( $G_{в\{\Sigma\}} = 1,05-1,1G_{в.дв.}$ ) способ имитации полётных условий сводится к тому, что двигатель испытывается без самолётного воздухозаборника (рис. 1, схема в). На вход в компрессор двигателя подаётся практически равномерный поток воздуха с такими же осреднёнными значениями полного давления и температуры (а в особых случаях и влажности), как у воздуха на входе в компрессор при работе двигателя на самолёте. На выходе из реактивного сопла вне рабочей струи газов создаётся разрежение, равное полётному. Внешние поверхности двигателя омываются охлаждающим воздухом с таким расчётом, чтобы распределение температуры на стенках и тепловые потоки соответствовали натурным. При таком способе испытаний все местные и осреднённые значения параметров воздуха и газов в рабочих полостях, а также распределение давлений и температур на всех поверхностях элементов двигателя с точностью до влияния неравномерностей и пульсаций воздушного потока на входе в двигатель и выходе из него будут равны полётным. Если влияние неравномерности потока воздуха на входе имеет существенное значение, например, при полётах самолёта на больших углах атаки, перед компрессором испытываемого двигателя устанавливаются гидравлические устройства, обеспечивающие распределение параметров воздуха, соответствующее их распределению в натуральных условиях.

В связи с ограниченным количеством высотных стендов широкое распространение получили испытания двигателей с частичной имитацией полётных условий на наземных (с подогревом воздуха, а также с наддувом и подогревом воздуха на входе) и климатических стендах (рис. 2). Это позволяет существенно увеличить долю испытаний с имитацией полётных условий, объём и качество информации о работоспособности и эффективности двигателя и его узлов. При создании двигателей научно-исследовательские и опытные испытания проводятся как на полноразмерных двигателях и газогенераторах, так и на отдельных узлах и их моделях. Создана широкая номенклатура специальных стендов, позволяющих получить сведения о работе каждого узла в требуемом диапазоне изменения влияющих параметров, определить характеристики и оптимальные условия его работы. Приближённое знание граничных условий, в которых должны работать узлы в новом двигателе, приводит к необходимости окончательной отработки их на полноразмерном двигателе. **И. а. д.** в опытном и серийном производствах проводятся на испытательной станции. В процессе доводки двигателя часть его эксплуатационных свойств (полётный пуск, приёмистость, включение и устойчивость работы форсажной камеры и т. п.) отрабатывается на летающих лабораториях. Для некоторых видов **И. а. д.** создаются специальные измерительные системы (например, для измерения тяги или мощности, расхода воздуха и т. п.), аттестуемые ведомственной службой метрологии. На наземных стендах закрытого типа при определении тяги двигателя учитывается влияние внутренней аэродинамики стенда. Учёт отличия атмосферных условий при испытаниях от стандартных при оценке основных параметров двигателя производится с использованием формул приведения (см. *Приведённые параметры двигателя*).

Современные тенденции в области **И. а. д.**: сокращение общего объёма испытаний, прежде всего по установлению ресурса и выявлению критических элементов двигателя, путём применения *эквивалентно-циклических испытаний двигателя*; объединение разных экспериментальных задач, получение в одном испытании возможно более разнообразной информации; широкое внедрение методов и средств частичной имитации полётных условий на наземных стендах; комплексная автоматизация испытаний (управление режимами работы двигателя и стенда, измерениями, обработкой и анализом результатов испытаний с использованием математических моделей двигателя и применением специальной автоматизированной информационно-вычислительной и

управляющих систем).

Лит.: Солохин Э. Л., Испытания авиационных воздушно-реактивных двигателей, 2 изд., М., 1975; Литвинов Ю. А., Боровик В. О., Характеристики и эксплуатационные свойства авиационных турбореактивных двигателей, М., 1979.

В. О. Боровик.

Рис. 1. Схемы высотно-скоростных испытаний: а — в аэродинамической трубе; б — с обдувом воздухозаборника натурным потоком; в — с имитацией полётных условий по осреднённым значениям параметров воздушного потока; вх — вход в двигатель.

Рис. 2. Климатический стенд Центрального института авиационного моторостроения.

«Истерн Эр Лайнс» (Eastern Air Lines) — авиакомпания США. Осуществляет перевозки внутри страны, а также в Канаду и страны Южной Америки. Основана в 1926 под название «Питкэрн авиэйшен», современное название с 1938. В 1989 перевезла 14,5 миллионов пассажиров, пассажирооборот 18,6 миллиардов пассажиро-км. Авиационный парк — 191 самолёт. В 1991 прекратила существование.

**истинная скорость полёта** — то же, что *воздушная скорость*.

**источники и стоки гидродинамические** — особые точки в поле *безвихревого течения* идеальной жидкости, через которые осуществляется подвод или отвод массы жидкости. Каждый источник (сток) характеризуется интенсивностью, или обильностью  $Q$ , представляющей собой секундный расход жидкости. В реализуемом от источника (стока) течении движение жидкости происходит вдоль лучей, выходящих из особой точки (см. рис.), а расход жидкости через произвольный замкнутый контур, охватывающий особую точку, равен  $Q$ . Скорость потока в особой точке обращается в бесконечность и уменьшается по мере удаления от неё, стремясь к нулю на бесконечности. В плоскости комплексного переменного  $z = x + iy$  плоское течение несжимаемой жидкости от источника (стока), помещённого в точке  $z_0$ , описывается комплексным потенциалом

{{формула}}

где  $\{\phi\}(x, y)$  — потенциал скорости,  $\{\psi\}(x, y)$  — функция тока. Течение от пространственного источника (стока), расположенного в центре декартовой системы координат, определяется потенциалом скорости

{{формула}}

(в приведённых формулах верхний знак относится к источнику, нижний — к стоку). Понятие «И. и с.» может быть обобщено на случай течения сжимаемой жидкости.

И. и с. являются математическими понятиями и широко используются в аэро- и гидродинамике для исследования обтекания тел сложной формы (см. *Источников и стоков метод*), а также в акустике, где  $Q$  — производительность источника звука (см. *Звуковое поле*).

В. А. Башкин.

**источников и стоков метод в гидродинамике** — метод исследования обтекания тела потенциальным потоком идеальной несжимаемой жидкости путём замены его системой дискретно или непрерывно распределённых *источников и стоков*, суммарная интенсивность которых равна нулю и которые обеспечивают получение замкнутой линии тока или поверхности тока, имеющей форму рассматриваемого тела. Метод основан на том, что *потенциал скорости* удовлетворяет линейному уравнению Лапласа и, следовательно, справедлив принцип суперпозиции решений, то есть векторного сложения двух или большего числа течений. Например, если профиль заменяется системой из  $n$  источников и стоков интенсивности  $Q_k$  ( $\sum_{k=1}^n Q_k = 0$ ), расположенных в точках  $z_k$ , комплексной плоскости  $z = x + iy$ , то обтекание его однородным потоком со скоростью  $V_{\infty}$

описывается комплексным потенциалом

{{формула}}

Для такого течения вектор аэродинамической силы, приложенной к профилю, равен нулю. Аналогичная картина имеет место в пространственных течениях.

В общем случае установление соответствия между системой источников и стоков и контуром исследуемого тела является сложной задачей. Поэтому анализ поля плоского течения около заданного профиля (прямая задача) обычно проводится более эффективным методом так называемых конформных отображений, а **И. и с. м.** применяется для решения обратных задач (определение контура тела по заданной системе источников и стоков). В пространственных *безвихревых течениях* он является основным инструментом решения как обратной, так и прямой задачи. Простейшая обратная задача — источник заданной интенсивности  $Q$  в однородном набегающем потоке (сток равной интенсивности находится в бесконечно удалённой точке). В этом случае линия тока, отделяющая набегающий поток от течения, порождаемого источником, соответствует контуру полубесконечного затупленного тела радиуса  $y_{\{\infty\}}$  на достаточно большом расстоянии от источника, по форме аналогичного *Пито трубки* (см. рис.), а решение задачи позволяет правильно выбрать места расположения так называемых дренажных отверстий.

При исследовании потенциальных течений наряду с источниками и стоками используются другие гидродинамические особенности: вихри, *диполи* и мультидиполи, что позволяет рассчитывать обтекание тел при наличии отличного от нуля вектора аэродинамической силы. Поэтому данный подход к решению задачи называется также **методом особенностей**. Этот метод используется также при анализе аэродинамических задач идеальной сжимаемой жидкости на основе *линеаризованной теории течений*.

*В. А. Башкин.*

**истребитель** — боевой самолёт, предназначенный для уничтожения пилотируемых и беспилотных летательных аппаратов в воздухе. Может также применяться для поражения наземных (надводных) целей и ведения воздушной разведки. Летно-технические характеристики, авиационное вооружение и бортовое оборудование **И.** обеспечивают возможность выполнения задачи на значительном удалении от мест базирования (500—700 км и более), на малых и больших (свыше 20 км) высотах, с передней и задней полусфер, в любую погоду и любое время суток.

Одно из основных требований к **И.** — высокая *манёвренность*, необходимая для ведения воздушного боя. **И.** могут развивать большие нормальные (8—9 единиц и более) и продольные (около 1 ед.) *перегрузки*, имеют *скороподъёмность* 250—350 м/с, скорость полёта у земли до 1500 км/ч, а на больших высотах 2000—3000 км/ч. Такие данные достигаются благодаря рациональным аэродинамическим характеристикам **И.** и использованию крыльев с умеренной удельной нагрузкой 3000—4000 Н/м<sup>2</sup>, а также путём применения силовой установки с одним или двумя воздушно-реактивными двигателями, обеспечивающей *тяговооружённость* самолёта свыше единицы. Для борьбы с целями **И.** применяют управляемые и неуправляемые авиационные ракеты и скорострельные пушки. Наведение оружия осуществляется с помощью радиолокационных, инфракрасных и оптических прицелов, что позволяет поражать цели в облаках и ночью. На **И.** устанавливаются пилотажно-навигационные комплексы с ЭВМ, обеспечивающие ручное, полуавтоматическое и автоматическое управление самолетом (включая заход на посадку) и оружием, решение навигационных задач.

Современный **И.** — сверхзвуковой одноместный (реже двухместный) самолёт с гермокабиной и средствами спасения экипажа. По аэродинамической схеме **И.** — моноплан нормальной схемы с одно- или двухкилевым вертикальным оперением, реже схем «бесхвостка» (например, Дассо «Мираж» III, Франция) и «утка» (СААБ JA-37, Швеция). Крылья могут быть стреловидными, трапециевидными, треугольными. На сверхзвуковых **И.**, рассчитанных на длительный полёт с

дозвуковой скоростью, находят применение крылья изменяемой в полёте стреловидности (например, *МиГ-23*). Некоторые самолёты выполняются по интегральной схеме, отличающейся плавным сочленением крыла с фюзеляжем, например, Дженорал дайнемикс F-16 (США), отечественные МиГ-29, Су-27. **И.** имеют развитую механизацию крыла, используемую для изменения подъёмной силы и аэродинамического качества на взлёте и посадке, а также в полёте. Для торможения **И.** в полёте применяются тормозные щитки, устанавливаемые обычно на фюзеляже. Помимо традиционных *органов управления* на некоторых **И.** используются интерцепторы и дифференциально отклоняемый стабилизатор, целиком поворотный киль, устройства газодинамического управления. Двигатели обычно размещаются в фюзеляже, топливные баки (масса топлива составляет примерно 30% взлётной массы **И.**) — в фюзеляже и в крыле. Плотность использования внутренних объёмов **И.** большая, поэтому ракеты и бомбы подвешиваются на наружные держатели. Для уменьшения *эффективной поверхности рассеяния* на некоторых **И.** ракеты располагаются в полуутопленном состоянии. **И.** подразделяются на три типа: фронтовые (собственно **И.**), *истребители-перехватчики* и *истребители-бомбардировщики*. На вооружении ряда зарубежных стран имеются так называемые тактические **И.**, которые в зависимости от стоящих задач могут использоваться как **И.**-бомбардировщики или как **И.**-перехватчики.

**Историческая справка.** Как специализированный тип боевого самолёта **И.** сформировался в годы Первой мировой войны. Первый **И.** русской армии — двухместный самолёт РБВЗ С-16 (1915). За рубежом наибольшую известность тогда получили **И.**: Де Хэвилленд D.H.2, Бристоль F.2 и Сопвич «Кэмел» (Великобритания), Альбатрос D.III и D.V. Фоккер Е.III, D.VII, D.VIII (Германия), СПАД VII и XIII, Ньюпор 11 и 17 (Франция).

В 20—30-е гг. на вооружение Красной Армии поступили отечественные истребители И-2, И-5, И-15, И-16, И-153.

Бурно развивалась истребительная авиация накануне и в ходе Второй мировой войны. Были созданы **И.**: Як-1, Як-7, Як-9, Як-3, ЛаГГ-3, *Ла-5*, *Ла-7*, МиГ-3 (СССР), Кёртисс Р-40 «Уорк хоук», Белл Р-39 «Эракобра», Локхид Р-38 «Лайтнинг», Норт Американ Р-51 «Мустанг», Рипаблик Р-47 «Тандерболт» (США), Глостер «Гладиатор», Хокер «Харрикейн», Супермарин «Спитфайр» (Великобритания), Девуатин D 520, Блок МВ152 (Франция), Мессершмитт Me 109 и Me 110, Фокке-Вульф Fw190 (Германия), ФИАТ CR 32 и CR 42 (Италия), Мицубиси А6М «Зеро» (Япония) и др. В конце войны и после неё появились первые реактивные **И.**: Мессершмитт Me 163 и Me 262 (Германия), Глостер «Метеор», Де Хэвилленд «Вампир» (Великобритания), Локхид F-80 «Шутинг стар» (США), МиГ-9, Як-15 (СССР).

В конце 40-х и в 50-х гг. одновременно с развитием реактивных двигателей шло совершенствование истребительной авиации. Были созданы **И.**: МиГ-15, МиГ-17, МиГ-19, МиГ-21, Як-23, Як-25, *Ла-15*, Су-7, Су-9 (СССР), Рипаблик F-84 «Тандержет», Норт Американ F-86 «Сейбр» и F-100 «Супер сейбр», Локхид F-104 «Старфайтер», Макдоннелл F-4 «Фантом» (США), Хокер «Хантер», Глостер «Джевлин», Инглиш электрик «Лайтнинг» (Великобритания), Дассо «Мистер» и «Мираж» III (Франция) и т. д. Непрерывное обновление парка истребительной авиации проводилось и в последующий период. В конце 80—начале 90-х гг. за рубежом на вооружении находились такие **И.**, как Макдоннелл-Дуглас F-15 «Игл», Дженорал дайнемикс F-16 (США), Дассо авиасьон «Мираж» 2000 (Франция), СААБ-Скания «Вигген» (Швеция), в СССР — МиГ-23, МиГ-25, МиГ-29, МиГ-31, Су-15, Су-27 и др.

*Л. В. Мышкин.*

**истребитель-бомбардировщик** — *истребитель* для уничтожения малоразмерных и подвижных наземных (надводных) целей. Используется также для борьбы с самолётами, вертолётами, беспилотными средствами и для ведения воздушной разведки. Термин «**И.-б.**» начал применяться в конце 40-х гг. в США, а в советских Военно-воздушных силах с середины 50-х гг. Основные **И.-б.** 60—80-х гг.: Су-7Б, Су-17М4 (см. рис.), МиГ-27 (СССР), Рипаблик F-105 «Тандерчиф»,

Дженерал дайнемикс F-111 и F-16, Макдоннелл-Дуглас F-4E «Фантом» и F-15E (США), Дассо-Бреге «Мираж» ШЕ (Франция), «Торнадо» GR.1 (И. международного консорциума «Панавиа») — реактивные сверхзвуковые, как правило, многорежимные самолёты, обладающие значительным радиусом действия, хорошей манёвренностью, сложным бортовым прицельно-навигационным комплексом, мощным и разнообразным вооружением. Для уничтожения наземных и воздушных целей **И.-б.** оснащаются авиационными пушками, ядерными и обычными авиационными бомбами, неуправляемыми и управляемыми ракетами.

### Истребитель-бомбардировщик Су-17М4.

**истребитель-перехватчик** — *истребитель* для перехвата и уничтожения пилотируемых и беспилотных воздушных целей. Термин «**И.-п.**» появился в советской военной литературе в конце 40-х гг. в связи с оснащением истребителей некоторых типов бортовыми радиолокационными станциями, которые позволили обнаруживать и поражать воздушные цели при отсутствии визуальной видимости. **И.-п.** бывают одно- и двухместными (кроме лётчика в состав экипажа входит оператор бортовых систем вооружения). Совершенствование средств воздушного нападения привело к созданию **И.-п.**, обеспечивающих уничтожение воздушных целей на значительном удалении от обороняемых объектов в любую погоду, днём и ночью, в диапазоне высот от малых до стратосферных. На вооружении **И.-п.** находятся скорострельные пушки и управляемые авиационные ракеты с различными головками самонаведения (инфракрасными, радиолокационными и др.). В начале 90-х гг. на вооружении в России находились **И.-п.** МиГ-25П, МиГ-31, Су-15 (см. рис.), Су-27, за рубежом — Грумман F-14 «Томкэт», Макдоннелл-Дуглас F-15 «Игл», Дженерал дайнемикс F-16 (США), Панавиа «Торнадо» F-2 (Великобритания), Дассо-Бреге «Мираж» 2000 (Франция) и др.

### Истребитель-перехватчик Су-15.

**Ишлинский** Александр Юльевич (р. 1913) — советский учёный в области механики, автоматике, математической физики, академик АН СССР (1960), член многих иностранных академий, Герой Социалистического Труда (1961). Окончил Московский государственный университет (1935), преподаёт там же (с 1938), профессор (с 1945). Директор Института математики АН УССР (1948—1955). Основатель и директор институтов механики Московского государственного университета (1958—1959), проблем механики АН СССР (1964—1989). Председатель Гагаринского комитета АН СССР по проведению ежегодных Гагаринских научных чтений по космонавтике и авиации (с 1971). С 1970 председатель Всесоюзного Совета научно-технических обществ, с 1988 председатель правления Союза научных и инженерных обществ СССР. Президент Всемирной федерации инженерных организаций (с 1987). Фундаментальные труды по теории гироскопов, гироскопических навигационных приборов, автономных систем навигации подвижных объектов, теории упругости и пластичности, теории трения и износа, задачам математической физики. Депутат Верховного Совета СССР в 1974—1989. Ленинская премия (1960), Государственная премия СССР (1981). Награждён 3 орденами Ленина, орденом Октябрьской Революции, 3 орденами Трудового Красного Знамени, орденами Дружбы народов, «Знак Почета», медалями, а также иностранным орденом.

Соч.: Ориентация, гироскопы и инерциальная навигация, М., 1976; Механика. Идеи задачи приложения, М., 1985.

### А. Ю. Ишлинский.

**К** — обозначение самолётов, созданных под руководством *К. А. Калинина* (см. статью *Калинина самолёты*).

**Ка** — марка вертолётов, созданных в ОКБ, возглавлявшемся Н. И. Камовым (см. *Ухтомский вертолётный завод имени Н. И. Камова*). Вертолёты, созданные под руководством его преемника *С. В. Михеева*, имеют также марку Ка (рис. 1), ОКБ специализируется на разработке вертолётов

соосной схемы — двухвинтовых вертолётов с расположением несущих винтов (НВ) на одной оси и вращающихся в противоположные стороны. Основные данные вертолётов смотри в таблице 1.

Соосная схема вертолёта всегда привлекала внимание рациональным использованием мощности двигателя (из-за отсутствия её потерь для компенсации реактивного крутящего момента НВ), хорошими манёвренными свойствами и малыми габаритными размерами. В начале 40-х гг. эта схема была наиболее распространённой среди экспериментальных конструкций вертолётов, однако отсутствие в те годы разработанной теории аэромеханики соосного винта и встретившиеся проблемы при его создании и доводке заставили многих конструкторов отказаться от неё.

Развитие ОКБ началось с создания одноместного корабельного вертолёта Ка-10 (1949) для связи и наблюдения, положившего начало производству вертолётов соосной схемы. По компоновочной схеме Ка-10 практически не отличался от своего предшественника — одноместного экспериментального вертолёта Ка-8 (первый полёт в 1947, см. рис. в таблице XXIV), над которым Камов с небольшой группой энтузиастов работал в Центральном аэрогидродинамическом институте с 1945. На новом вертолёте вместо мотоциклетного двигателя М-76, форсированного до мощности 28—31 кВт, был установлен специально спроектированный авиационный четырёхцилиндровый поршневой двигатель АИ-4В. Пилотажные особенности вертолётов соосной схемы оказались очень хорошими для взлёта и посадки на качающиеся палубы ограниченных размеров. Работы по созданию и лётно-морским испытаниям вертолёта Ка-10 и его модификации Ка-10М, в процессе которых впервые в СССР были выполнены взлёты и посадки с палубы корабля (1950), стали и началом создания корабельных вертолётов. Ограниченные возможности небольшого одноместного вертолёта безфюзеляжной конструкции (мог перевозить только лётчика) помешали Ка-10 стать первым серийным вертолётom ОКБ. Им стал новый двухместный корабельный вертолёт Ка-15 (рис. 2 и рис. в таблице XXV) с поршневым двигателем АИ-14В. Основные принципы создания соосных НВ и управления ими остались такими же, как на Ка-10М, но диаметр НВ был увеличен до 9,96 м. Вертолёт предназначался для выполнения ряда задач в интересах кораблей Военно-морского флота. На его базе разработаны учебный вариант УКа-15 и модификации для народного хозяйства Ка-15М и Ка-18. На Ка-15 установлено 2 мировых рекорда.

Создание в СССР океанского флота потребовало дальнейшего развития корабельных вертолётов, способных решать задачи противолодочной обороны, разведки и целеуказания, траления мин, спасательных работ и др. Эти задачи требовали от ОКБ создания вертолёта, значительно превосходящего своего предшественника по массе, скорости и другим показателям. Новый корабельный вертолёт Ка-25 (рис. в таблице XXVIII) был показан в 1961. Высокие качества вертолёта были продемонстрированы в 1974 при разминировании Суэцкого канала. При создании нового поколения корабельных вертолётов успешно были решены такие технические проблемы, как создание системы автоматической стабилизации вертолёта и частоты вращения НВ в полёте, защита от «земного резонанса», посадка на качающуюся палубу. Одновременно была отработана система автоматизированного складывания лопастей НВ для уменьшения габаритов вертолёта при хранении, создано несколько специальных комплексов целевого оборудования с радиолокационными станциями для выполнения разнообразных задач, решена проблема совместимости — взаимной приспособленности вертолёта и корабля-носителя. Специфические условия базирования и применения корабельных вертолётов оказали влияние не только на выбор конструктивных решений, но и на систему обслуживания вертолёта, подготовки его к полёту. Наличие на борту Ка-25 радиолокационных станций, комплексов разнообразного радиоэлектронного оборудования позволили в конце 1978 успешно выполнить впервые в истории освоения Арктики операцию по проводке атомного ледокола «Сибирь» с караваном судов в условиях полярной ночи.

В начале 70-х гг. был создан многоцелевой корабельный вертолёт Ка-27 для замены Ка-25. Вертолёт выполнен по соосной схеме с двумя газотурбинными двигателями, имеет четырёхстоечное шасси, двухкилевое оперение, оборудован системой складывания лопастей и аварийными надувными баллонами. При большей (примерно в 1,5 раза) взлётной массе по

сравнению с Ка-25 он имеет те же габариты и, следовательно, занимает то же «жизненное пространство» на корабле-носителе (рис. 6). Высокая энерговооружённость обеспечивает применение вертолёт в широком диапазоне повышенных температур наружного воздуха в условиях высокой влажности, то есть эффективное решение задач во всех акваториях Мирового океана. Ка-27 оснащён радиолокационной станцией, ЭВМ и современными комплексами пилотажно-навигационного, радиосвязного и специального оборудования. Обеспечен высокий уровень автоматизации полётов, что позволяет эффективно выполнять боевые задачи днём и ночью, в простых и сложных метеоусловиях, на больших удалениях от корабля базирования. Несмотря на значительную взлётную массу Ка-27 не утратил основного качества, присущего вертолётам соосной схемы, — высокой манёвренности и простоты управления. Ка-27 послужил базой для создания несколько модификаций, которые находятся на вооружении ВМФ или разрабатываются: вертолёт Ка-28, являющегося дальнейшим развитием Ка-27; Ка-27ПС — для поисково-спасательных работ (оснащён поисковой радиолокационной станцией и другим оборудованием поиска и спасания терпящих бедствие на воде); транспортно-боевой Ка-29 (оснащён оборудованием и вооружением для борьбы с танками). В 80-х гг. создан боевой высокоманёвренный Ка-50 для поддержки сухопутных войск.

Второе направление в деятельности ОКБ — создание вертолётов для народного хозяйства. Первые в ОКБ вертолёты для этих целей (Ка-15М и Ка-18) были созданы на базе корабельного вертолёт Ка-15 с той же несущей системой и силовой установкой. Ка-15М отличался от Ка-15 набором сменных подвесных кассет (для перевозки почты, мелких грузов) и специальных гондол для больных, укомплектовывался оборудованием для сельскохозяйственных работ (подвесные бункеры для химикатов и агрегаты для их разбрызгивания или распыления). На Ка-18 по сравнению с Ка-15 была удлинена и расширена кабина, вмещающая лётчика и трех пассажиров или больного на носилках. В 1958 на Всемирной выставке в Брюсселе за оригинальность конструктивного решения вертолёт Ка-18 был отмечен золотой медалью. Вертолёты Ка-15М, Ка-18 нашли широкое применение на авиационно-химических работах. Однако малая грузоподъёмность и низкая весовая отдача этих вертолётов отрицательно сказывались на их экономических показателях и рентабельности применения в связи с возросшим объёмом авиационно-химических работ в начале 60-х гг. Поэтому перед ОКБ была поставлена задача создания высокоэффективного специализированного вертолёт для сельского хозяйства. С учётом сезонности сельскохозяйственных работ конструкция вертолёт должна была обеспечивать возможность переоборудования его для выполнения других работ.

Ка-26 (рис. 3 и рис. в таблице XXVIII) — многоцелевой вертолёт с двумя поршневыми двигателями М-14В26, трехлопастными соосными НВ, двухкилевым оперением и четырёхопорным неубирающимся шасси. Созданию различных по назначению вариантов способствовало применение на Ка-26 необычного конструктивно-компоновочного решения фюзеляжа в виде «летающего шасси». Такая схема и комплекты различного быстросъёмного навесного оборудования (пассажирская кабина, грузовая платформа, аппаратура для опрыскивания и внесения минеральных удобрений и др.) позволяют в течение 1,5—2 ч бригаде из 3 человек переоборудовать вертолёт из одного варианта в другой. К конструктивным особенностям вертолёт (кроме схемы «летающего шасси» и двухдвигательной силовой установки с размещением поршневых двигателей в гондолах по бокам фюзеляжа следует отнести широкое применение стеклопластика из которого изготовлены не только различные обтекатели, капоты, пол кабины, бункер для химикатов, но и такие важнейшие элементы конструкции, как лопасти НВ. По сравнению с широко распространенными цельнометаллическими лопастями с прессованным лонжероном такие лопасти имеют значительно больший ресурс. Стеклопластиковые лопасти, конструкция и технология изготовления которых были разработаны ОКБ и запатентованы в пяти странах (США, ФРГ, Великобритания, Франция и Италия), позволили существенно поднять коэффициент полезного действия НВ и обеспечить стабильность его аэродинамических характеристик в различных климатических условиях. Конструкция и технология изготовления лопасти вертолёт Ка-26 стали типовыми в ОКБ для вертолётов различных весовых категорий и

назначения. При проектировании Ка-26 была решена проблема создания простого и лёгкого в управлении и пилотировании вертолётa, обладающего высокой экономичностью. Эти качества обеспечили широкое применение Ка-26 в СССР и за рубежом, особенно в варианте для сельского хозяйства. Высокие пилотажные и манёвренные качества и отличный обзор из кабины оказались весьма важными для новой сельскохозяйственной специализации вертолётa. Ка-26 отличаются необходимым комфортом и низким уровнем вибраций в кабине пилота. При проведении работ с токсичными химикатами на вертолётe устанавливаются сепаратор-нагнетатель с химическим фильтром, обеспечивающим подачу очищенного воздуха в кабину экипажа, и системы для создания избыточного давления, предотвращающего попадание химикатов в кабину, и для охлаждения воздуха. Ка-26 — первый отечественный вертолёт, получивший сертификат по американским нормам лётной годности (FAR-29) в качестве вертолётa категории «В». Ка-26 эксплуатируются в Японии, ФРГ и многих других странах. Вертолёт имеет около 8 комплектов сменного оборудования, позволяющего использовать его во многих вариантах применения. На Ка-26 установлено 5 мировых рекордов.

Ка-25К (рис. 4) — транспортный вертолёт с двумя двигателями ГТД-3ф, трёхлопастными соосными винтами и четырёхопорным шасси. Отличительные конструктивные особенности — силовая установка (включая трансмиссию, втулки НВ с системой управления, двигатели с обеспечивающими системами), выполненная в виде единого лёгкосъёмного агрегата, и съёмная кабина оператора, устанавливаемая в носовой части фюзеляжа. Оператор управляет вертолётom при проведении монтажно-крановых работ. Такой принцип разделения функций экипажа по управлению вертолётom значительно сокращает время, повышает точность и безопасность выполнения монтажных работ. Для стабилизации груза на внешней подвеске в ОКБ разработана специальная система, состоящая из четырёхступенного автопилота дифференциальной схемы (с датчиками положения троса), которая обеспечивает устойчивое и определенное положение груза относительно вертолётa, исключает его раскачивание на всех режимах полёта и облегчает лётчику управление вертолётom. На Ка-25К был выполнен перелёт Москва — Париж — Москва (1967). Ка-25К, базируясь на атомном ледоколе «Сибирь», в 1979—1990 принимал участие в обеспечении навигации судов. Вертолёт рассчитан на перевозку 2 т груза на внешней подвеске.

Ка-32 (см. рис. 5 и рис. в таблице ХХIX) выполнен по традиционной для ОКБ схеме с трёхлопастными соосными винтами, компактным фюзеляжем, хвостовым оперением с двумя килевыми шайбами и четырёхопорным шасси. Силовая установка состоит из двух газотурбинных двигателей ТВ3-117, размещённых на фюзеляже впереди редуктора НВ. При создании вертолётa широко использованы полимерные композитные материалы, в частности прямоугольные в плане лопасти целиком выполнены из них. Ка-32, способный поднять на внешней подвеске груз 5 т, предназначен для перевозки грузов, монтажа опор, вывозки древесины, проводки караванов судов по Северному морскому пути. На Ка-32 установлено 8 мировых рекордов.

Ка-126 (рис. 7, 9 и 10) — многоцелевой вертолёт, представляющий собой модернизацию вертолётa Ка-26, на котором два поршневых двигателя заменены одним газотурбинным ТВ0100. Двигатель установлен на фюзеляже позади оси НВ. Замена двигателей при сохранении конструктивно-компоновочной схемы вертолётa как «летающего шасси» позволила увеличить массу полезной нагрузки благодаря снижению массы силовой установки, увеличить максимальную скорость полёта в результате уменьшения вредного сопротивления силовой установки и повысить комфортность в кабине путём снижения уровня вибраций и шума. По вариантам применения и конструктивно-технологическому решению основных агрегатов с широким применением стеклопластика вертолёт аналогичен своему предшественнику.

С целью исследования научных, проектировочных и конструктивных проблем повышения скорости полёта винтокрылых летательных аппаратов в 50-х гг. ОКБ, продолжая работы по развитию вертолётov соосной схемы, обратилось к созданию аппарата нового типа — *винтокрыла*. Ка-22 (рис. в таблице ХХVII) — экспериментальный транспортный винтокрыл с двумя газотурбинными двигателями (первоначально ТВ-2-ВК, а затем Д-25ВК), двумя

четырёхлопастными тянущими воздушными винтами диаметр 5,7 м, двумя НВ диаметром 22 м, высокорасположенным крылом и трёхпорным неубирающимся шасси с носовым колесом. Гондолы с двигателями располагались под крылом на его концах. Над крылом в гондолах были установлены редукторы для привода НВ. Таким образом, винтокрыл Ка-22 представлял собой комбинацию вертолёт с поперечным расположением НВ и самолёта. НВ используются для создания подъёмной силы и управления винтокрылом на висении и малых скоростях, а крыло и самолётное оперение служат для тех же целей на больших скоростях. При полёте с высокой скоростью на тянущие винты, предназначенные для создания горизонтальной тяги, передаётся вся мощность двигателей. В процессе испытаний на Ка-22 был получен обширный экспериментальный материал по аэродинамике и прочности лопастей, по устойчивости и управляемости аппарата, по работе турбовинтовых двигателей и системы его регулирования на винтокрыле (в сочетании с несущим и тянущим винтами) и другим проблемам. В 1961 Ка-22 принял участие в воздушном параде в Тушине; в том же году на нём были установлены 8 мировых рекордов в классе комбинированных летательных аппаратов.

Наряду с разработкой винтокрылых летательных аппаратов предприятие занималось проектированием и постройкой аэросаней; их основные данные смотри в таблице 2.

Аэросани «Север-2» были спроектированы с использованием кузова и шасси автомобиля ГАЗ-20 «Победа» и толкающего трёхлопастного винта реверсивного типа (диаметр 3,5 м). Выпускались серийно в 1959—1963 и эксплуатировались Министерством связи СССР. Опыт их эксплуатации показал недостаточные вместимость и прочность стального автомобильного кузова в специфических условиях снежного бездорожья. Аэросани Ка-30 (рис. 8) спроектированы с теми же силовой установкой и толкающим винтом. Цельнометаллический несущий кузов, выполненный по авиационной технологии, обеспечивал необходимую прочность при малой массе. Это позволило повысить его вместимость до 10 человек. С целью уменьшения трения были разработаны лыжи с полиэтиленовым покрытием подошв. Хорошие ходовые и эксплуатационные качества Ка-30, удобство размещения водителя, грузов и пассажиров обеспечили их широкое применение в снежных бездорожных районах страны (на Дальнем Востоке, в Якутии и другие). На базе Ка-30 разработаны вариант на поплавках для летней эксплуатации на реках и санитарный вариант Ка-30С.

*Лит.:* Камов Н. И., Соосные вертолеты, «Гражданская авиация», 1968, №4; Яцунович М. С., Практическая аэродинамика соосного вертолета, М., 1965; Развитие авиационной науки и техники в СССР, М., 1980; Кузьмина Л. М., Конструктор вертолетов, М., 1989.

В. А. Касьяников.

Рис. 1. Эмблема вертолётов марки Ка.

Рис. 2. Ка-15.

Рис. 3. Ка-26.

Рис. 4. Ка-25К.

Рис. 5. Ка-32.

Рис. 6. Вертолёты Ка-27 на палубе корабля-носителя.

Рис. 7. Ка-126.

Рис. 8. Аэросани Ка-30.

Рис. 9. Многоцелевой вертолет Ка-126.

Рис. 10. Вертолет Ка-126.

Табл. 1 — Вертолеты Ухтомского вертолётного завода имени Н. И. Камова

Основные данные	Ка-10 и Ка-10 М	Ка-15	Ка-15 М	Ка-18	Ка-22	Ка-26	Ка-25К	Ка-32	Ка-126
Первый полет, год	1949	1953	1956	1956	1959	1965	1967	1980	1988
Начало серийного производства, год	-	1956	1957	1958	-	1967	-	1987	1988
Число, тип и марка двигателей	1 ПД АИ -4В	1 ПД АИ -14В	1 ПД АИ 14В Ф	1 ПД АИ-14В Ф	2 ГТ Д Д-26В К	2 ПД М-14В 26	2 ГТД ГТД -3Ф	2 ГТ Д ТВ 3- 117 ВМ А	1 ГТД ТВ0, 100
Мощность двигателя, кВт	40,5	188	206	206	4050	239	662	1620	530
Параметры несущего винта: диаметр, м	6,12	9,96	9,96	9,96	22,5	13	15,74	15,9	13
число лопастей	2X3	2X3	2X3	2X3	2X4	2X3	2X3	2X3	2X3
Масса пустого вертолётa, т	0,258	0,963	0,975	1,06	25,94	1,985	4,1	6,75	1,9
Взлетная масса, т: нормальная	0,4	1,37	1,41	1,48	37,5	3,25	7,1	11	3

максимальная	0,4	1,4 6	1,4 6	1,48	42, 5	3,2 5	7,3	11	3,25
максимальная с грузом на внешней подвеске	-	-	-	-	-	3,2 5	7,3	12, 6	3,25
Максимальный перевозимый груз, т:									
внутри кабины	0,11 8	0,3 64	0,3	0,26 7	16, 5	0,7	1,5	4	1
на внешней подвеске	-	-	-	-	-	1	2	5	1
Статический потолок без учёта влияния земли при нормальной взлётной массе, м	-	-	-	-	500	-	500	350 0	1000
Статический потолок с учётом влияния земли при нормальной взлётной массе, м	-	300	300	500	110 0	100 0	120 0	420 0	1750
Динамический потолок, м	250 0	350 0	350 0	325 0	350 0	270 0	380 0	600 0	5000
Практическая дальность полёта на высоте 500 м при нормальной взлетной массе и 5%-ным остатком топлива после посадки км	170	350	400	400	450	520	660	800	630
Скорость полёта,									

км/ч:									
максимальная	115	155	155	160	345	170	220	250	180
крейсерская	80	120	130	130	300	135	200	230	160
Габаритные размеры грузовой кабины, м: длина	-	-	-	-	-	1,8 4	4,1	4,5	2,04
высота	-	-	-	-	-	1,4	1,2	1,3 2	1,4
ширина	-	-	-	-	-	1,3	1,0	1,6	1,28
Экипаж, чел.	1	2	1	1	4	1	1— 2	1— 2	1

Табл. 2 — Аэросани Ухтомского вертолётного завода

Основные данные	«Север-2»	Ка-30
Год выпуска	1959	1965
Ходовая масса, кг	2346	3200
Тип и марка двигателя	ПД АИ-14РС	ПД АИ-14РС
Мощность двигателя, кВт	191	191
Скорость	60	100

передвижения		
Дальность хода, км	360	680
Число пассажиров, чел.	4	10

**кабина летательного аппарата** — помещение в летательном аппарате для экипажа, пассажиров и груза, оборудованное соответственно своему назначению.

1) **К. экипажа** — помещение (отсек фюзеляжа) летательного аппарата, предназначенное для размещения экипажа, рычагов управления летательным аппаратом и двигателями, приборных щитков и панелей, а также другого оборудования (рис. 1). Размеры и компоновка **К.** зависят от назначения и летно-технических характеристик летательного аппарата, численности экипажа, степени автоматизации управления летательным аппаратом, двигателями и оборудованием, вида *системы отображения информации*. У истребителей и штурмовиков в **К.** имеются рабочие места для одного-двух членов экипажа: лётчика и оператора управления оружием; у бомбардировщиков — для двух-четырёх членов экипажа; первого и второго лётчиков, оператора системы наведения и оператора оборонительных систем; у тяжёлых военно-транспортных самолётов — для пяти членов экипажа: двух лётчиков, бортинженера, штурмана и специалиста по загрузке. У пассажирских самолётов, эксплуатирующихся на маршрутах средней и большой протяжённости, в **К.** обычно предусматривается размещение трех членов экипажа: двух пилотов и бортинженера, у самолётов, обслуживающих маршруты средней и малой протяжённости, число членов экипажа уменьшается до двух человек. Кроме того, в **К.** пассажирских самолётов, как правило, имеются ещё одно-два дополнительных рабочих места для инструктора (инспектора), штурмана-лоцмана или стажёров.

На больших транспортных самолётах, выполняющих длительные полёты, предусматриваются кабины для сменного экипажа и лиц, сопровождающих перевозимые грузы и технику. Кабина экипажа отделяется от пассажирских салонов перегородкой, обеспечивающей обзор пассажирской и грузовой кабин.

Компоновка систем отображения информации и *пультов управления* выполняется с учётом объединения групп приборов по функциональному назначению, степени значимости их для членов экипажа, хорошего обзора и т. п. Основные элементы **К.**, определяющие её компоновку: приборные доски членов экипажа, бортовые и потолочные пульты, центральный пульт кабины. Одно- и двухместные **К.** боевых и спортивных самолётов закрываются сдвижным или откидывающимся прозрачным фонарём (см. *Фонарь кабины экипажа*). **К.** тяжёлых самолётов с большим числом членов экипажа имеет более сложные остекление, люки и двери.

Конструкция **К.** экипажа должна обеспечивать хороший обзор внешней обстановки и приборного оборудования, рациональную компоновку рабочих мест, выполнение эргономических требований при минимальном объёме кабины, нормальные условия работы экипажа при выполнении полётов на больших высотах и скоростях, быстрое применение аварийных систем и средств спасения в случае повреждения летательного аппарата или отказа основного оборудования, а для военного летательного аппарата, кроме того, защиту от обстрела, поражающих факторов ядерного взрыва, химического и бактериологического оружия. Для улучшения обзора **К.** часто выполняется с выступающим за обводы фюзеляжа фонарём. Летательные аппарата, выполняющие полёты на

больших высотах и скоростях, оборудуются гермокабинами с *системами кондиционирования воздуха*. На боевых летательных аппаратах многих типов применяется бронирование **К.**, устанавливаются *катапультные кресла* (для спасения экипажа может также использоваться *кабина отделяемая*).

На первых самолётах **К.** не было, защита лётчика от внешних воздействий ограничивалась кожаным костюмом и шлемом. На самолётах, имевших скорость 80—100 км/ч и высоту полёта 1—2 км, **К.** были открытыми. С ростом скорости полёта (до 500 км/ч) появились **К.** полузакрытого типа с защитным козырьком спереди и обтекателем сзади. Увеличение скорости до 800 км/ч и высотности до 10 км привело к созданию негерметичных закрытых кабин с подогревом воздуха и кислородными приборами. Дальнейшее увеличение скорости и высоты полёта потребовало обязательной герметизации **К.**, в которых обеспечивались заданные давление, температура, влажность, и чистота воздуха. Повышение лётно-технических характеристик перспективных летательных аппарат предполагает дальнейшее совершенствование **К.** уменьшение их массы и объёма, что достигается сокращением числа членов экипажа при одновременном облегчении и улучшении условий их работы, заменой многочисленных приборов, требующих непрерывного контроля, многофункциональными экранными индикаторами на электронно-лучевых трубках, которые выдают для каждого режима полёта необходимый объём информации. На военных летательных аппарат (истребителях) переносимость лётчиком больших перегрузок при маневрировании во время воздушного боя или уклонения при обстреле может быть повышена применением адаптивных (изменяемого положения) кресел и обеспечением управления самолётом посредством небольших рукояток, расположенных на подлокотниках этих кресел, вместо традиционных ручек управления (или штурвала) и педалей.

2) **К. пассажирская** — помещение в летательном аппарате, предназначенное для безопасной и комфортабельной перевозки пассажиров. В состав **К.** входят: один или несколько пассажирских салонов, бытовые и вспомогательные помещения (буфет-кухня, туалеты, вестибюли, гардеробы, багажное помещение и др.). Пассажирская **К.** обслуживается системами, обеспечивающими жизнедеятельность пассажиров в условиях полёта (см. *Система жизнеобеспечения*). На полу пассажирских кабин имеются продольные рельсы специального профиля для крепления кресел. Конструкция рельсов стандартизована и позволяет изменить шаг расположения кресел. На некоторых самолётах предусматривается конвертируемость пассажирские кабин в грузовые (полностью или частично). При конвертируемости кабин эти рельсы используются для швартовки грузов.

В пассажирской **К.** имеются аварийные выходы (люки, двери) и необходимое при экстренной эвакуации *аварийно-спасательное оборудование*.

См. рис. при статье *Салон пассажирский*.

3) **К. грузовая** — помещение в летательном аппарате для размещения техники и грузов (рис. 2). Грузовые **К.** имеются в военно-транспортных, транспортных, иногда грузо-пассажирских летательных аппаратах и занимают большую часть объёма фюзеляжа. Для обеспечения центровки грузовые **К.** располагаются симметрично относительно центра тяжести летательного аппарата. Габариты **К.** зависят от размеров и грузоподъёмности летательного аппарата. Длина **К.** достигает 43,3 м, ширина — 6,4 м и высота — 4,4 м. Грузовые люки обычно располагаются в задней или в передней части **К.** Пол **К.** состоит из каркаса и настила. Прочность пола должна обеспечивать восприятие равномерно распределенной, нагрузки и местных сосредоточенных нагрузок (например, от колёс перевозимой техники). Настил пола обычно выполняется из металлических листов, снабжённых специальными шипами или другими покрытиями, устраняющими проскальзывание колёс техники. Для удобства погрузки-выгрузки пол **К.** на стоянке стараются располагать как можно ближе к земле (обычно на уровне грузовой платформы автомобиля). Иногда этой цели достигают, снабжая шасси самолёта системой «приседания». В полу **К.** устанавливают стационарные швартовочные узлы (кольца) или гнезда для вворачивания

швартовочных узлов. В боковых частях **К.** при необходимости располагаются входные двери, окна, аварийные выходы и грузовые люки (при отсутствии заднего или переднего грузового люка).

Для перевозок грузов широкой номенклатуры (колёсная и гусеничная техника, стандартные грузовые *контейнеры*, поддоны, платформенные парашютно-десантные средства и т. п.) грузовые **К.** оснащаются *десантно-транспортным оборудованием*. Роликовые дорожки, замковые балки, направляющие рельсы могут быть как встроенными в пол, так и накладными, то есть установленными на специальные узлы в полу. Для обеспечения погрузочно-разгрузочных работ в полевых условиях **К.** иногда оснащаются верхним погрузочным оборудованием (таль или кран-балка, передвигающиеся по силовым рельсам, установленным в потолочной части **К.**

При создании транспортных летательных аппаратов обычно предусматривается санитарный вариант (см. *Санитарный летательный аппарат*) и вариант для перевозки людей в грузовой **К.** С этой целью на полу, в бортовых и верхней частях **К.** имеются устройства местного усиления и узлы крепления стоек и лент под санитарные носилки, а также бортовых и центральных сидений для людей.

На некоторых пассажирских самолётах имеются большие боковые двери и люки для погрузки-выгрузки крупногабаритных грузов, контейнеров, если такие самолёты переоборудуются в грузопассажирские или грузовые.

В СССР до появления в 50-х гг. специализированных транспортных самолётов (типа Ан-8, Ан-12) под грузовые **К.** приспособлялись внутренние объёмы пассажирских самолётов (Ли-2, Ил-12, Ил-14 и др.). Специальными грузовыми **К.** оснащены транспортные самолёты Ан-8, Ан-12, Ан-26, Ан-22 «Антей», Ил-76, Ан-124 «Руслан», Ан-225 «Мрия», а также Локхид С-130, С-141, С-5 (США), С-160 «Трансаль» (ФРГ — Франция).

*Лит.:* Броуде Б. Г., Кабины транспортных самолетов и их оборудование, Л., 1962; Шандер Б. В., Устройство и оборудование кабин самолетов (вертолетов) и условия эксплуатации различных агрегатов, М., 1971; Юровицкий М. И., Компонировка кабин экипажа пассажирских самолетов, М., 1988.

А. С. Альбац, М. И. Юровицкий.

**кабина отделяемая** — часть фюзеляжа с *гермокабиной*, отделяемая при аварии от летательного аппарата; является средством спасения и выживания экипажа (см. рис.). Форма и размеры **К. о.** определяются типом летательного аппарата и численностью экипажа. Известны **К. о.** в форме носового отсека летательного аппарата и средней части фюзеляжа с кабиной. В отличие от *катапультного кресла К. о.* позволяет покинуть летательный аппарат одновременно всем экипажем в большом диапазоне высот и скоростей, защищает от неблагоприятных внешних факторов (аэродинамических нагрузок, *декомпрессии*, низких температур и т. п.), упрощает снаряжение экипажа, обеспечивает плавучесть после приводнения и т. п. Основные элементы **К. о.**: система отделения от летательного аппарата (с использованием пиротехнических устройств), ракетный двигатель на твёрдом топливе, система стабилизации, парашютная система, система мягкой посадки и плавучести, некатапультируемые кресла с системой фиксации, средства жизнеобеспечения и другие устройства. После включения экипажем привода аварийного отделения все операции производятся автоматически. **К. о.** обеспечивает спасение с уровня земли и во всём диапазоне высот полёта с большими сверхзвуковыми скоростями. **К. о.** отличаются сложностью конструкции и большой массой, поэтому не нашли широкого применения. Один из вариантов **К. о.** применён на двухместном серийном самолёте Джeneral дайнемикс F-111 (США).

**Покидание самолёта с помощью отделяемой кабины,**

**кабрирование** (французское *sabrage*, от *sabrer* — поднимать на дыбы) — движение летательного аппарата в вертикальной плоскости вокруг поперечной (горизонтальной) оси в сторону увеличения угла атаки (нос летательного аппарата поднимается вверх относительно местного горизонта).

**«Каваниси»** (Kawanishi Kokuki Kabushiki Kaisha) — авиастроительная фирма Японии; предшественница фирмы «Син мейва».

**«Кавасаки»** (Kawasaki Jukogyo Kabushiki Kaisha, Kawasaki Heavy Industries Ltd — КНИ) — промышленный концерн Японии с авиастроительным (летательные аппараты, двигатели) сектором. Образован в 1969 в результате слияния трёх фирм, в числе которых была и авиационная фирма «К.», существовавшая с 1918. Она, как и другие авиационные фирмы Японии, начинала с лицензионного производства самолётов и двигателей. Свой первый самолёт (бомбардировщик и разведчик «тип 88») построила в 1927. К известным самолётам фирмы относятся истребитель Ki-10 (первый полёт в 1935), а также широко применявшиеся во Вторую мировую войну истребители Ki-45 (1941), Ki-61 (1941; построено свыше 3000) и лёгкие бомбардировщики Ki-32 (1937), Ki-48 (1938). После войны авиационное производство было возобновлено в 1954 и в 50—60-х гг. в основном включало лицензионный выпуск американских вертолёт, самолётов и двигателей. К концу 60-х гг. на основе лицензионного противолодочного самолёта Локхид P2V-7 «Нептун» с двумя поршневыми двигателями был разработан вариант P-2J (1966) с двумя турбовинтовыми двигателями и двумя турбореактивными, а также создан военно-транспортный самолёт собственной конструкции C-1 (1970) с двумя турбореактивными двухконтурными двигателями. Основные программы 70—80-х гг.: производство самолетов P-2J и C-1; лицензионный выпуск вертолётов Кавасаки—Боинг вертол KV-107-11, СН-47J и Хьюз 500 и противолодочного самолёта Локхид P-3C «Орион»; производство многоцелевого вертолёта ВК. 117 (1979), разработанного совместно с фирмой «Мессеримитт-Бёльков-Блом» (ФРГ); постройка на основе самолёта C-1 экспериментального самолёта короткого взлёта и посадки «Асука» с четырьмя турбореактивными двухконтурными двигателями; разработка реактивного учебно-тренировочного самолёта Т-4.

**Казаков** Василий Александрович (1916—1981) — советский государственный деятель, Герой Социалистического Труда (1963). Окончил машиностроительный техникум (1937), Всесоюзный заочный машиностроительный институт (1955). В 1937—1965 технолог, главный технолог, главный инженер авиационного завода, начальник научно-исследовательского института. В 1965—1977 заместитель министра, 1-й заместитель министра авиационной промышленности. В 1977—1981 министр авиационной промышленности СССР. Внес большой вклад в развитие авиационного приборостроения (в том числе инерциальных систем управления), в решение сложных научно-технических проблем, связанных с созданием новых образцов авиационной техники. Депутат Верховного Совета СССР с 1978. Ленинская премия (1976), Государственная премия СССР (1967). Награждён 3 орденами Ленина, орденом Трудового Красного Знамени, медалями. Имя **К.** носит авиационный приборостроительный завод.

**В. А. Казаков.**

**Казанский авиационный институт** (КАИ) имени **А. Н. Туполева** — высшее учебное заведение; готовит инженеров для авиационных, машиностроительных и приборостроительных отраслей промышленности. Основан в 1932. В 1973 институту присвоено имя **А. Н. Туполева**. С институтом связана деятельность таких учёных и конструкторов, как **С. П. Королев**, **В. П. Глушко**, **Н. Г. Четаев**, **Г. С. Жирицкий**, **Г. В. Каменков** и др. В составе института (1990): факультеты — летательных аппаратов, двигателей летательных аппаратов, систем автоматического управления и оборудования летательных аппаратов, технической кибернетики и информатики, радиотехнический с дневной и вечерней формами обучения; подготовительное отделение; факультет повышения квалификации руководящих работников и специалистов предприятий авиационной и радиопромышленности; 45 кафедр; научно-исследовательская часть, в которой 2 проблемные и 11 отраслевых лабораторий; 3 инженерных центра; музей; экспериментальное производство. В 1989/1990 в институте обучалось свыше 8 тысяч студентов; работало свыше 700 преподавателей, в том числе 52 профессора и доктора наук, 442 доцента и кандидата наук. Издаются (с 1933) «Труды» института, межвузовские сборники, а также журнал «Известия высших учебных заведений» (серия: Авиационная техника). Институт награждён орденами Трудового Красного Знамени (1967), Дружбы народов (1982).

**Казанское авиационное производственное объединение имени С. П. Горбунова.** Авиационный завод в Казани основан в 1932 (с 1934 — завод №124). В предвоенные годы завод строил самолёты КАИ-1, ДБ-А, ПС-124 «Максим Горький», Ли-2, Пе-8, Пе-2. В октябре—ноябре 1941 на его территорию перебазирован из Москвы авиационный завод №22 имени С. П. Горбунова, образованный в 1927 и освоивший до этого производство многих цельнометаллических самолётов — Р-3, Р-6, И-4, ТБ-1, ТБ-3, ПС-9, ПС-35, СБ, Пе-2 (см. также статью *Машиностроительный завод имени М. В. Хруничева*). Объединённый завод №22 имени С. П. Горбунова в годы Великой Отечественной войны выпускал бомбардировщики Пе-8 (изготовлено 72), Пе-2 (около 10 тысяч). КБ завода возглавляли В. М. Петляков, В. М. Мясищев. В последующий период — бомбардировщики Ту-4, Ту-16, Ту-160, пассажирские самолёты Ту-104, Ил-62, Ил-62М. В 1977 на основе завода образовано ПО. Предприятие (объединение) награждено 2 орденами Ленина (1933, 1971), орденами Октябрьской революции (1977), Красного Знамени (1945).

**Казанское вертолётное производственное объединение.** Предприятие образовано в результате слияния Ленинградского авиационного завода №387, эвакуированного в августе 1941 в Казань, с Казанским авиационным заводом №169. Ленинградский завод №387 берет начало от основанного в 1931 завода имени Каракозова, строившего катера, мотоботы, понтоны и т. п. Включён в авиационную промышленность в 1940; освоил выпуск самолётов У-2. Казанский завод, основан в 1933 как завод обозных деталей, включён в авиационную промышленность в 1939; поставлял крылья, хвостовые оперения для самолётов И-153, нервюры, лонжероны для самолётов ЛаГГ-3. Объединённый завод №387 в годы Великой Отечественной войны изготовил 11334 экземпляра самолёта У-2 (По-2). Переоборудование учебного самолёта У-2 в лёгкий ночной бомбардировщик По-2 было проведено конструкторским отделом завода (руководитель Г. И. Бакшаев). В 1947—1951 завод строил самоходные комбайны С-4, а с 1951 ведёт производство вертолётной марки Ми (Ми-1, Ми-4, Ми-8, Ми-14, Ми-17 и их модификаций). Предприятие награждено орденами Октябрьской Революции (1971), Трудового Красного Знамени (1945). В 1979 на основе Казанского вертолётного завода образовано производственное объединение.

**Казанское моторостроительное производственное объединение** — берёт начало от завода №16, который образован в 1931 в Воронеже. Завод строил штурмовик ТШ-2 С. А. Кочеригина, авиационные поршневые двигатели (отечественные М-11, М-105, а также МВ-4, МВ-6, МВ-12 французской фирмы «Рено»), осенью 1941 эвакуирован в Казань и слился там с моторостроительным заводом №27, основанным в 1939. Объединённый завод №16 в годы Великой Отечественной войны выпускал поршневые двигатели ВК-105ПФ. С 1946 перешёл на производство реактивных двигателей. В их числе РД-20, РД-500, АЛ-3, ВК-1, РД-3М, НК-4, НК-8-3, НК-8-2У, НК-86. В разные годы в КБ завода работали А. С. Назаров, С. Д. Колосов, В. П. Глушко, С. П. Королёв, П. Ф. Зубец. В 1976 на основе завода образовано производственное объединение. Предприятие (объединение) награждено орденами Ленина (1945), Октябрьской Революции (1983).

**Калеп** Теодор Фердинанд (Георгиевич) (1866—1913) — один из пионеров авиационного двигателестроения в России. Окончил механическое (1893) и архитектурное (1895) отделения Рижского политехнического училища. С 1910 директор рижского завода «Мотор». В 1911, взяв за образец французский авиационный двигатель «Гном» воздушного охлаждения и существенно улучшив его конструкцию, К. создал двигатель К-60 мощностью около 45 кВт, превосходивший по надёжности французский прототип. 22 ноября (9 декабря) 1911 получил патент на этот двигатель. В 1911—1913 было построено около 100 экземпляров К-60. В 1913—1915 на заводе «Мотор» строился более мощный (до 60 кВт) двигатель К-80. Двигатели «Калеп», устанавливавшиеся на самолёты «Ньюпор», «Хионн», «Стеглау» и др. показали высокие эксплуатационные качества.

**Т. Ф. Калеп.**

**Калинин** Константин Алексеевич (1889—1938) — советский авиаконструктор. Окончил Одесское военное училище (1912), Гатчинскую военную авиационную школу (1916), Киевский

политехнический институт (1925). В годы Первой мировой войны командир авиаотряда. Участвовал в Гражданской войне как лётчик Красной Армии. Строить самолёты начал в 1923 на заводе в Киеве. В 1926 возглавил КБ в Харькове. Под его руководством создано свыше 20 типов самолётов, в том числе пассажирские самолёты К-4 и К-5, санитарный К-3, а также ряд опытных самолётов. Характерной особенностью самолётов **К.** являлась эллиптическая форма крыла и горизонтального оперения в плане. **К.** — один из организаторов и первых преподавателей Харьковского авиационного института. Награждён орденом Трудового Красного Знамени. Необоснованно репрессирован; реабилитирован посмертно. См. статью *Калинина самолёты*.

## К. А. Калинин.

**Калинина самолёты.** В период 1922—1938 *К. А. Калинин*ым было создано 11 самолётов. Некоторые из них строились серийно, в том числе в нескольких модификациях, другие остались опытными и внесли свой вклад в отработку рациональных конструкций для серийных образцов или в проверку оригинальных технических решений. Основные данные некоторых самолётов приведены в таблице.

К-1 — опытный пассажирский самолёт, создан в 1925 на Ремонтно-воздушном заводе №6 в Киеве. Его схема и конструкция типичны для пассажирских самолётов Калинина. Это подкосный высокоплан с крылом эллиптической формы в плане, одним двигателем, закрытой кабиной экипажа и неубирающимся шасси. Конструкция смешанная, деревянно-металлическая. Фюзеляж ферменный, сварной из стальных труб, с алюминиевой и полотняной (за пассажирской кабиной) обшивкой. Крыло и оперение с деревянным каркасом и обтяжкой из полотна. Самолёт успешно прошёл испытания. Для дальнейшего развития работ Калинин получил производственную базу в Харькове.

К-2 создан в 1927, по схеме подобен К-1 но цельнометаллической конструкции (в порядке опыта, не получившего продолжения) и с более мощным двигателем. Построен в нескольких экземплярах.

К-3 — санитарный самолёт, предназначенный для перевозки двух лежачих больных, на носилках и одного сопровождающего. Создан в 1927. Первый в стране самолёт такого типа.

Несколько экземпляров использовались в санитарной авиации.

К-4 — многоцелевой самолёт, создан в 1928. Построено 22 экземпляра в пассажирском, санитарном и аэрофотосъёмочном вариантах с двигателями БМВ-IV, Юнкерс L.5 и М-6. В 1929 лётчик М. А. Снегирёв, штурман И. Т. Спирин и бортмеханик С. В. Кеглевич выполнили на самолёте К-4 «Червона Украина» сложный для того времени перелёт протяжённостью свыше 10 тысяч км (с посадками).

К-5 создан в 1929, подобен предшествующим самолётам, но увеличенных размеров (рис. 1 и рис. в таблице XI). Построено около 260 экземпляров с двигателями М-15, М-22, М-17Ф. В 30-е гг. широко применялся для пассажирских и грузовых перевозок, а также как санитарный самолёт и для десантирования парашютистов.

К-6 — почтовый самолёт, создан в 1930 по схеме подкосный *парасоль* с использованием крыла, оперения, шасси и некоторых других узлов от К-5. Доставлял из Москвы в Харьков матрицы газеты «Правда». Серийно не строился.

К-9 (создан в 1930) и К-10 (создан в 1931, см. рис. 2) предназначались для применения в качестве лёгких связных, сельскохозяйственных, спортивных, учебно-тренировочных самолётов. Имели смешанную конструкцию, складывающиеся крылья (для хранения в небольших постройках), но отличались по схеме: К-9 — подкосный парасоль, К-10 — свободно-несущий моноплан. В серии не строились.

К-7 — тяжёлый семидвигательный бомбардировщик двухбалочной схемы (рис в таблице XII), один из крупнейших самолётов своего времени, создан в 1933. В центроплане толстого крыла

располагались топливные баки и нагрузка (7—10 т бомб, а в транспортных вариантах — 100 парашютистов или 120 пассажиров). Шесть двигателей были установлены в носках крыла и один в его задней части между балками. Шестиколёсное шасси убирающееся. Круговая оборона обеспечивалась 12 огневыми точками (4 пушки, 8 пулеметов), расположенных в различных зонах самолета. Конструкция типовая для бомбардировщиков Калинина — каркас из труб металлическая и полотняная обшивка. На завершающем этапе заводских испытаний самолет потерпел катастрофу. Предполагалось построить еще два К-7 на авиационном заводе в Воронеже, куда в 1934 было переведено КБ Калинина, однако эти работы не были завершены.

К-12 — бомбардировщик схемы «бесхвостка» (рис. 3), создан в 1936. Кили с рулями направления располагались на концах крыла, а органы управления по крену и тангажу — вдоль задней кромки крыла. Характеристики устойчивости и управляемости предварительно были изучены на специально построенном планёре аналогичной схемы. Вооружение: носовая и кормовая стрелковые установки, бомбы (до 500 кг). Самолёт построен в нескольких экземплярах.

К-13 — бомбардировщик-среднеплан с бипланным горизонтальным и двухкилевым вертикальным оперением, создан в 1937. Шасси, как и на К-12, убирающееся. Самолёт проходил лётные испытания, но в связи с арестом Калинина в 1938 работы были прекращены.

Лит.: Шавров В. Б., История конструкций самолетов в СССР до 1938 г. 3 изд., М., 1985; Из истории авиации и космонавтики, в. 26,37, М., 1975—1979; Харьковскому авиационному — 60 лет. М., 1986.

Табл. — Самолёты К. А. Калинина

Основные данные	Пассажирский К-1	Аэростатный К-2	Санитарные		Пассажирский К-5
			К-3	К-4	
Первый полёт, год	1925	1927	1927	1928	1931
Число, тип и марка двигателей	1 ПД «Сальмон»	1 ПД БМ 8-IV	1 ПД БМ В-IV	1 ПД М-6	1 ПД М-22
Максимальная мощность двигателя, кВт	125	177	177	250	353
Длина самолёта, м	10,72	11,25	11,23	11,35	15,36

Размах крыла, м	16,7	16,7	16,7	16,7	20,5
Площадь крыла, м <sup>2</sup>	40	40	40	40	66
Взлётная масса, т	1,972	2,3	2,3	2,4	3,9
Масса пустого самолёта, т	1,452	1,6	1,56	1,54	2,4
Число пассажиров	3—4	3	3	3	8
Максимальная скорость, км/ч	161	152	150	180	208
Практический потолок, м	3000	3680	3880	5500	4800
Максимальная дальность полёта, км	600	940	680	1100	820
Экипаж, чел.	1-2	2	2	2	2

Продолжение табл.

Основные данные	Почтовые К-6	Многоцелевые		Бомбардировщики		
		К-9	К-10	К-7	К-12	К-13

Первый полёт, год	1930	1930	1931	1933	1936	1937
Число, тип и марка двигателей	1 ПД «Юпитер-IV»	1 ПД «Вальтер»	1 ПД М-11	7 ПД М-34Ф	2 ПД М-22	2 ПД АМ-34Ф
Максимальная мощность двигателя, кВт	309	44,1	80,9	610	353	610
Длина самолёта, м	11,65	7,59	7,03	28,19	10,32	13,4
Размах крыла, м	17,5	11,96	10,7	53	20,95	23
Площадь крыла, м <sup>2</sup>	48	22,6	17,48	457,7	72,5	78,7
Взлётная масса, т	2,62	0,745	1,035	36	4,2	7,6
Масса пустого самолёта, т	1,72	0,492	0,7	21,4	3,07	4,7
Число пассажиров	-	1	1	-	-	-
Максимальная скорость, км/ч	210	138	175	204	219	407
Практический потолок, м	6000	3000	3500	3630	7100	9000

Максимальная дальность полёта, км	1250	-	510	3030	1100	1500
Экипаж, чел.	2	1	1	12	3	3

**«Каман»** (Kaman Aerospace Corp.) — вертолётостроительная фирма США. Основана в 1945. До начала 60-х гг. специализировалась на разработке и постройке лёгких вертолётов с двумя перекрещивающимися винтами и системой управления несущим винтом с помощью механизации лопастей. Были построены вертолёты НТК, НОК (первый полёт в 1953) и НН-43 «Хаски». В 80-х гг. серийно выпускала вертолёт SH-2 «Сиспрайт» (1959) одновинтовой схемы в нескольких вариантах, в том числе как палубный противолодочный и поисково-спасательный. Основные данные некоторых вертолетов фирмы приведены в таблице.

Табл. — Вертолёты фирмы «Каман»

Основные данные	Разведывательный НТК-1	Поисково-спасательный НН-43F	Противолодочный SH-2F
Первый полёт, год	1949	1963	1973
Число и тип двигателей	1 ПД	2 ГТД	2 ГТД
Мощность двигателя, кВт	179	820	1010
Диаметр несущего винта, м	12,2	14,33	13,41
Число лопастей	2X2	2X2	4
Длина вертолётас вращающимися винтами, м	12,2	14,33	16,03
Высота вертолётас	3,5	3,84	4,14

вращающимися			
Сметаемая площадь, м <sup>2</sup>	2X117	2X160	141
Взлётная масса, т:			
нормальная	-	2,95	5,81
максимальная	1,4	4,15	6,03
Масса пустого вертолёта, т	0,79	2,09	3,19
Число пассажиров		6	
Перевозимая нагрузка, т:			
нормальная	-	0,86	-
максимальная	-	1,8	-
Крейсерская скорость, км/ч	110	180	240
Максимальная дальность полёта, км	310	445	680
Статический потолок (без учёта влияния земли), м	1700	4880	4695
Экипаж, чел.	1-2	2	3

Вооружение и спецоборудование	-	-	2 противолодочные торпеды, гидробуи

**Каманин** Николай Петрович (1908—1982) — советский лётчик, генерал-полковник авиации (1967), один из первых Героев Советского Союза (1934). В Советской Армии с 1927. Окончил Ленинградскую военно-теоретическую лётную школу (1928), 2-ю Борисоглебскую военную школу лётчиков (1929), Военно-воздушную академию Рабоче-крестьянской Красной Армии имени профессора Н. Е. Жуковского (1938; ныне Военно-воздушная инженерная академия имени профессора Н. Е. Жуковского), Высшие академические курсы при Высшей военной академии (1956). В 1934 участвовал в спасении экспедиции парохода «Челюскин». Участник советско-финляндской и Великой Отечественной войн. В ходе войны был командиром штурмовой авиадивизии, смешанного, а затем штурмового авиакорпусов. После войны в Гражданском военном флоте, ДОСААФ, командующий воздушной армией, военно-воздушных сил военного округа, заместитель начальника главного штаба Военно-воздушных сил. В 1966—1971 начальник центра подготовки космонавтов в Звёздном городке. Депутат Верховного Совета СССР в 1937—1946. Награждён 3 орденами Ленина, орденом Октябрьской Революции, 2 орденами Красного Знамени, 2 орденами Суворова 2-й степени, орденами Кутузова 2-й степени, Красной Звезды, медалями, а также иностранными орденами. *Портрет смотри на стр. 265.*

*Соч.:* Летчики и космонавты, М., 1972; Старты в небо, М., 1976.

*Лит.:* **Водопьянов М. В.**, Повесть о первых героях, 2 изд., М., 1980.

**Н. П. Каманин.**

**Каменев** Сергей Сергеевич (1881-1936) — советский военачальник, командарм 1-го ранга (1935). Участник Первой мировой и Гражданской войн. В Красной Армии с 1918. Окончил Александровское военное училище (1900), Академию Генштаба (1907). Во время Гражданской войны был начальником штаба корпуса, армии, командующим войсками Восточного фронта, главнокомандующий вооруженными силами Республики (1919—1924). В 1924—1927 член Реввоенсовета СССР, начальник штаба Рабоче-крестьянской Красной Армии. В 1927—1934 заместитель наркомвоенмора и заместитель председателя Реввоенсовета СССР. С 1934 начальник Управления противовоздушной обороны и одновременно член Военного совета при Наркомате обороны СССР. Один из организаторов *Осоавиахимы*. Активно содействовал становлению и развитию отечественной авиационной науки и техники. Член Всероссийского Центрального Исполнительного Комитета и Центрального Исполнительного Комитета СССР. Награждён орденом Красного Знамени РСФСР, Золотым боевым оружием со знаком ордена Красного Знамени РСФСР, Почётным революционным огнестрельным оружием со знаком ордена Красного Знамени РСФСР, орденами Красного Знамени Хорезмской народной советской республики, Красного Полумесяца 1-й степени Бухарской народной советской республики. Урна с прахом в Кремлевской стене.

*Лит.:* **Каменева Н. С.**, Путь полководца, Киев, 1982.

**С. С. Каменев.**

Таблица — Вертолёты фирмы «Каман».

**камера сгорания** газотурбинного двигателя — устройство, в котором в результате сгорания топлива повышается температура поступающего в него воздуха (газа). Основная **К. с.** турбовинтового двигателя или турбореактивного двигателя (см. рис.) располагается перед турбиной и состоит из корпуса 6, образующего полость для жаровой трубы (труб) 5, внутри которой сжигается топливо авиационное, подаваемое форсунками 2. Передняя (входная) часть жаровой трубы — так называемое фронтное устройство 3, обеспечивающее частичное перемешивание топлива с воздухом и горячим газом, стабилизацию пламени, сжигание части топлива. Через отверстия в стенках жаровой трубы в нее вводится воздух для сжигания остальной части топлива, охлаждения продуктов сгорания и формирования совместно с газосборником 7 необходимого температурного поля газов, поступающих в турбину. Температура продуктов сгорания зависит от коэффициента избытка воздуха. Диффузор 1 тормозит поток воздуха до скорости, позволяющей осуществить эффективное горение топлива при приемлемых гидравлических потерях в **К. с.** Воспламенитель (или электрическая свеча) 4 служит для начального зажигания топлива. Для охлаждения жаровой трубы применяют воздушную пелену у её внутренней стенки, образуемую воздухом, проходящим через мелкие отверстия в стенке. Основные **К. с.** бывают трёх видов: трубчатая (одна жаровая труба расположена в корпусе трубчатого типа), кольцевая (одна общая жаровая труба кольцевой формы расположена в кольцевом пространстве, образованном наружным и внутренним корпусами), трубчато-кольцевая (жаровые трубы расположены в общем кольцевом пространстве, образованном наружным и внутренним корпусами). До 60—70-х гг. применялись главным образом трубчатые и трубчато-кольцевые **К. с.**, затем стали использоваться более компактные кольцевые **К. с.**

**К. с.** второго контура турбореактивного двухконтурного двигателя и **К. с.** прямоточного воздушно-реактивного двигателя по принципу действия и устройству аналогичны *форсажной камере сгорания*. Работу **К. с.** характеризует *коэффициент полноты сгорания топлива*.

*Лит.:* Теория воздушно-реактивных двигателей, под ред. С. М. Шляхтенко, М., 1975.

*В. Е. Дорошенко.*

**Основная камера сгорания:** 1 — диффузор; 2 — топливная форсунка; 3 — фронтное устройство; 4 — воспламенитель; 5 — жаровая труба; 6 — корпус; 7 — газосборник.

**Камо́в** Николай Ильич (1902—1973) — советский авиаконструктор, доктор технических наук (1962), Герой Социалистического Труда (1972). После окончания Томского технологического института (1923) работал на авиационном заводе, затем в мастерских «Добролёта». С 1928 в КБ *Д. П. Григоровича*; принимал участие в разработке и испытаниях самолёта-торпедоносца открытого моря (ТОМ-1). Совместно с *Н. К. Скржинским* на общественных началах (при Осоавиахне) создал первый в СССР винтокрылый летательный аппарат — двухместный автожир *КАСКР-1*, название авторами «вертолёт». В 1930 разработана модификация *КАСКР-2* с более мощным двигателем. Ряд технических решений (например, шарнирное крепление лопастей, смешанная деревянно-металлическая конструкция лопасти с трубчатым лонжероном), реализованных на автожире *КАСКР*, впоследствии нашли широкое применение на многих советских автожирах и вертолётах. С 1932 **К.** работал в Центральном аэрогидродинамическом институте, где возглавил конструкторскую бригаду, создавшую боевой двухместный автожир А-7 (1934) для корректировки артогня и разведки. С 1940 **К.** — главный конструктор и директор первого в СССР завода по проектированию, изготовлению к ремонту автожиров (просуществовал до 1943). Была выпущена войсковая серия автожиров А-7, использовавшихся в начале Великой Отечественной войны. В 1943—1947 **К.** снова в Центральном аэрогидродинамическом институте, где под его руководством создан одноместный вертолёт соосной схемы Ка-8 с мотоциклетным двигателем (1947). С 1948 **К.** — главный конструктор вертолётного КБ. Под руководством **К.** разработана теория конструирования вертолётов соосной схемы, созданы вертолёты соосной схемы различного назначения (Ка-10, Ка-15, Ка-15М, УКа-15, Ка-18, Ка-25, Ка-25К, Ка-26) и аэросани «Север-2» и Ка-30. **К.** — автор летательного аппарата нового типа — винтокрыла Ка-22

(комбинация самолёта и вертолёт), оригинальной системы управления соосными винтами, конструкции цельнодеревянной лопасти, конструкции и технологии изготовления лопастей целиком из пластика. Государственная премия СССР (1972). Награжден 2 орденами Ленина, 2 орденами Трудового Красного Знамени, медалями. Имя **К.** носит *Ухтомский вертолётный завод*. См. статью *Ка*.

Соч.: Винтовые летательные аппараты, М., 1948.

Лит.: Кузьмина Л. М., Конструктор вертолетов, М., 1938.

**Н. И. Камов.**

**Камозин** Павел Михайлович (1917—1983) — советский лётчик, капитан, дважды Герой Советского Союза (1943, 1944). В Советской Армии с 1937. Окончил Борисоглебскую военную авиационную школу (1938). Участник Великой Отечественной войны. В ходе войны был командиром звена, командиром эскадрильи истребительного авиаполка. Совершил 131 боевой вылет, сбил лично 35 и в составе группы 13 самолётов противника. После войны в Гражданском воздушном флоте. Награждён орденом Ленина, 2 орденами Красного Знамени, орденами Александра Невского, Отечественной войны 1-й степени, медалями. Бронзовый бюст в Брянске.

Лит.: Реймерс Г. К., Внимание! В небе Камозин, Тула, 1975.

**П. М. Камозин.**

**«Канадэр»** (Canadair Ltd) — самолётостроительная фирма Канады. Образована в 1944 на основе авиационного отделения кораблестроительной фирмы «Канейдиан Веккерс», которая первой в Канаде начала коммерческое производство самолётов (1923). В 1947 стала филиалом американской кораблестроительной фирмы «Электрик боут» (Electric Boat), предшественницы «Дженерал дайнемикс», с 1976 государственная фирма, в 1986 продана корпорации «Бомбардир» (Bombardier Inc.). Выпускала транспортные самолёты, патрульный самолёт CL-28 «Аргус», истребители F-86, F-104, F-5 (по лицензии США), истребитель CF-100 (первый полёт в 1950). В 1965 построила экспериментальный самолёт вертикального взлёта и посадки CL-84 с поворотным крылом. Основные программы 80-х гг.: производство реактивных административных самолётов «Челленджер» 600 (1978) и «Челленджер» 601 (1982, см. рис. 1); самолёта-амфибии CL-215 (1967, см. рис. 2), беспилотного разведчика CL-89 (1971), разработка новых беспилотных летательных аппаратов военного назначения.

Рис. 1. Административный самолет «Челленджер» 601

Рис. 2. Пожарный самолет-амфибия CL-215T.

**«Канейдиан Эрлайнс»** (Canadian Airlines International) — авиакомпания Канады. Осуществляет перевозки в страны Западной Европы, Азии, Южной Америки, а также в США и Австралию. Образована в 1987 в результате объединения авиакомпаний «Канейдиан Пасифик» основанной в 1942), «Пасифик уэстерн» (1946) и др. В 1989 перевезла 9,5 миллионов пассажиров, *пассажирооборот* 19,27 миллиардов пассажиро-км. Авиационный парк — 93 самолёта.

**«Кантес»** (Qantas Airways Ltd) — национальная авиакомпания Австралии. Осуществляет перевозки в страны Западной Европы, Азии, Африки, Южной Америки, а также в США и Канаду. Основана в 1920, одна из старейших в мире. В 1989 перевезла 4,1 миллиона пассажиров, *пассажирооборот* 26,2 миллиардов пассажиро-км. Авиационный парк — 40 самолётов.

**капот двигателя** — часть *гондолы* двигателя, непосредственно к нему примыкающая. Состоит в основном из быстросъёмных конструктивных элементов (крышек, панелей), необходимых для выполнения осмотров, регламентных и ремонтных работ, а также монтажа и демонтажа двигателя (см. рис.). Подвижные элементы **К.** могут быть съёмными (устанавливаются на винтовых замках, невыпадающих болтах и пр.), откидными поворотными (фиксируются в открытом положении

распорками, а в закрытом — быстродействующими капотными замками) либо представляют собой комбинацию съёмных и откидных панелей. Широкое применение (начиная с 30-х гг.) обтекаемых **К.** для закрытия поршневых двигателей было обусловлено необходимостью снижения лобового сопротивления самолёта.

Капот двигателя: 1 — откидные крышки капота; 2 — натяжные замки.

**капотирование самолёта** — опрокидывание самолёта на нос или на спину через нос. **К.** может возникнуть при резком торможении или наезде передних колёс самолёта на препятствие. **К.** возможно при близком расположении центра тяжести к относительно высокой стойке шасси, что характерно для лёгких, одномоторных винтовых самолётов. **К.** происходит, когда момент действующих на самолёт сил, включая силы инерции, относительно точки касания заторможенного пневматика или оси передних колёс оказывается направленным на пикирование.

**Капрони** (Caproni) Джованни Батиста (1886—1957) — итальянский авиаконструктор и промышленник. Окончил политехнический институт в Мюнхене (Германия, 1907), изучал электротехнику в Льеже (Бельгия). В 1908 построил свой первый биплан, в 1910 основал самолётостроительную фирму (см. «Капрони»). В годы Первой мировой войны фирмой выпускались тяжёлые бомбардировщики с двумя и тремя поршневыми двигателями. В 1920—1930-е гг. разрабатывались в основном самолёты военного назначения (разведчики, истребители, бомбардировщики), а также был создан ряд опытных самолётов с рекордными характеристиками. 27 августа 1940 состоялся первый полёт экспериментального самолёта Капрони-Кампини N. 1, одного из первых реактивных самолётов. В годы Второй мировой войны под руководством **К.** велось массовое производство военных самолетов. В начале 40-х гг. **К.** принадлежали или находились под его контролем около 20 фирм; его основная фирма существовала до 1950. Портрет смотри на стр. 267.

Дж. Б. Капрони.

**«Капрони»** (Societ{{á}} Italiana Caproni) — итальянская самолётостроительная фирма. Основана в 1910 Дж. Б. Капрони. Указанное название с 1928. В 1950 ликвидирована. В годы Первой мировой войны выпускала тяжёлые бомбардировщики [наиболее известны бипланы Ca.32 и Ca.33, триплан Ca.42 (см. рис. в таблице IX)], после войны — бомбардировщики Ca.36, Ca.44. и Ca.46. В 1929 построен опытный бомбардировщик Ca.90 с шестью поршневыми двигателями (масса 30 т, самый тяжёлый самолёт аэродромного базирования того времени, установивший ряд рекордов грузоподъёмности, см. рис. в таблице XIV). В 30-е гг. и годы Второй мировой войны большими партиями производились бомбардировщики Ca.101 (первый полёт в 1930) транспортные самолёты Ca.133 (1934), Ca.135 (1936), бомбардировщики, разведчики, многоцелевые самолёты Ca.309—316. На фирме «**К.**» были построены рекордный высотный самолёт Ca.161 с герметичной кабиной, достигший в 1938 высоты 17083 м, и первый итальянский реактивный самолёт Капрони-Кампини N.1 с мотокомпрессорным воздушно-реактивным двигателем (1940, см. рис. в таблице XV). Филиалом «Кефирной «Реджиан» созданы истребители Re.2000 (1939), Re.2001 (1940), Re.2000 (1942), штурмовик Re.2002 (1942). После войны попытки возобновить авиационное производство на основе фирмы не имели успеха. Созданный в 1949 шестиместный транспортн самолет Ca.193 не пользовался спросом, в 1950 фирма обанкротилась. Бывший филиал «К.» — фирма «Аэроплани Капрони Тренто» (Aeroplani Caproni Trento) в 1952 построила реактивный тренировочный самолёт F-5, но вскоре прекратила самостоятельные разработки. Небольшая фирма «Капрони-Виццола» (Caproni-Vizzola) в 1968 начала производство планеров «Калиф», в 1980 построила реактивный тренировочный самолёт Ca.22, в 1982 вошла в состав фирмы «Агуста».

Ю. Я. Шилов.

**Капрелян** Рафаил Иванович (1909—1984) — советский лётчик-испытатель; подполковник, заслуженный лётчик-испытатель СССР (1961), мастер спорта СССР международного класса (1969), Герой Советского Союза (1975). Окончил Ленинградский институт гражданской авиации

(1932), Батайское лётное училище гражданской авиации (1934). Участник Великой Отечественной войны. Работал в Лётно-исследовательском институте и ОКБ М. Л. Миля. Провёл лётные испытания самолёта Ту-4, вертолётов Ми-1, Ми-2, Ми-4, Ми-6, Ми-8, Ми-10, ресурсные испытания двигателей, винтов. Установил 10 мировых рекордов. В 1937 на самолёте ХАИ-1 выполнил перелёт Москва — Ташкент — Москва. Первым в Аэрофлоте налетал 1 миллион км. Награждён 2 орденами Ленина, орденами Красного Знамени, Отечественной войны 1-й степени, 2 орденами Трудового Красного Знамени, 2 орденами Красной Звезды, орденом «Знак Почёта», медалями.

**Р. И. Капрелян.**

**каркас** (от французского carcasse — скелет) **летательного аппарата** — система взаимосвязанных продольных и поперечных силовых балочно-стержневых элементов, обеспечивающих прочность, жёсткость, выносливость, живучесть и геометрическую форму летательного аппарата. Основные составляющие **К.** — *силовой набор* и связывающие его элементы. В период использования в конструкциях обшивки из полотна и фанеры жёсткость **К.** обеспечивалась с помощью дополнительных элементов — расчалок, раскосов, подкосов и др. Увеличение скорости полёта и внешних нагрузок потребовало совершенствования **К.** летательного аппарата. В крыле и оперении стали широко применяться тонкостенные конструкции и ферменно-балочные силовые схемы, обеспечивающие необходимую прочность, жёсткость и свободные объёмы для размещения топлива и оборудования. Ферменные конструкции фюзеляжа постепенно заменялись монококовыми и полумонококовыми. В летательном аппарате, имеющих повышенный ресурс и живучесть, в **К.** используется силовой набор, жёстко связанный (болтами, заклёпками, сваркой и т. п.) с «работающей» обшивкой. Одновременное использование силовых элементов для обеспечения прочности и создания внешней формы летательного аппарата позволяет выполнять конструкцию **К.** с минимальной массой.

**Карман** (Karman) Теодор фон (1881—1963) — учёный в области механики, член Лондонского королевского общества, других академий наук и научных обществ. Учился в Будапештском университете (1898—1902), затем в Гёттингенском университете. С 1913 профессор и директор Аэродинамического института в Ахене. Основатель и директор (1930—1949) Гуггенхаймовской аэролаборатории Калифорнийского технологического института (США). Основные труды по самолётостроению, аэро-, гидро- и термодинамике, теории упругости и пластичности. Разработал теорию однородной изотропной турбулентности, метод расчёта пограничного слоя, полуэмпирическую теорию турбулентности, теорию профиля при дозвуковых скоростях и осесимметричного тела при сверхзвуковых скоростях и т. д. Осуществлял научное руководство строительством ряда летательных аппаратов, сверхзвуковых аэродинамических труб и баллистических установок. В 1948 учреждена премия его имени.

**Соч.:** Collected works, v. 1—4, L, 1956; The wind and beyond, Boston, 1967.

**Т. Карман.**

**Кармана дорожка** (по имени Т. Кармана) — то же, что *вихревая дорожка*.

**Карпов** Александр Терентьевич (1917—1944) — советский лётчик, капитан, дважды Герой Советского Союза (1943, 1944). В Красной Армии с 1939. Окончил Качинскую военную авиационную школу имени А. Ф. Мясникова (1940). Участник Великой Отечественной войны. В ходе войны был лётчиком-истребителем, командиром звена, командиром эскадрильи истребительного авиаполка. Совершил около 500 боевых вылетов, сбил лично 28 и в составе группы 8 самолётов противника, погиб в бою. Награждён орденом Ленина, 3 орденами Красного Знамени, орденом Александра Невского, медалями. Бронзовый бюст в Калуге.

**Лит.:** Андреев С. А., Совершенное ими бессмертно, М., 1976.

**А. Т. Карпов.**

**карты авиационные** — географические карты, предназначенные для обеспечения лётного устава навигационными данными, необходимыми при подготовке к полёту и в полёте. По назначению **К. а.** делятся на полётные, бортовые и специальные. **Полётные карты**, применяемые для самолётовождения, обычно имеют масштаб 1:1000000 или 1:2000000. При выполнении специальных полётов, связанных с отысканием малых объектов, которые не указаны на основных картах, применяются карты крупного масштаба (1:500000 и крупнее). На самолётах, оборудованных навигационным вычислительным устройством, применяются так называемые ленточные карты. **Бортовые карты** служат для самолётовождения с использованием радиотехнических и астрономических средств, масштаб их, как правило, 1:2000000 или 1:4000000. При подготовке к полёту и в полёте в качестве справочных применяются различн карты специального назначения (карты погоды, магнитных склонений, часовых поясов и др.).

**карты погоды** — географические карты, на которых условными обозначениями наносятся данные о состоянии атмосферы Земли в определённый момент времени. **К. п.** делятся на **фактические** (содержащие данные наблюдений за состоянием атмосферы) и **прогностические** (содержащие данные об ожидаемом состоянии атмосферы). **К. п.** делятся также на **приземные** (содержащие данные о фактическом либо ожидаемом состоянии атмосферы у земной поверхности) и **высотные** (содержащие данные о фактическом либо ожидаемом состоянии атмосферы на различных уровнях над земной поверхностью). В свою очередь высотные **К. п.** делятся на карты **абсолютной барической топографии** (карты АТ), содержащие данные для стандартных изобарических поверхностей (например, 1000, 850, 700, 500 гПа), и карты **относительной барической топографии** (карты ОТ), содержащие данные для слоев атмосферы, заключённых между какими-либо изобарическими поверхностями (например, между 1000 и 500 гПа, между 700 и 300 гПа). Отдельную группу карт составляют карты **особых явлений погоды** (карты ОЯ), содержащие фактические либо прогностические данные, характеризующие отдельные явления (например, данные об облачности, турбулентности ясного неба, струйных течениях, высоте расположения изотермы  $0\{\{\circ\}\}C$ ). Наиболее «насыщенными» информацией являются приземные **К. п.** На них наносятся: общее количество *облаков*, направление и скорость ветра у поверхности Земли, горизонтальная видимость, погода в срок наблюдения, погода между сроками наблюдений, давление и температура воздуха, тип облаков, количество облаков нижнего яруса, а при их отсутствии — количество облаков среднего яруса, высота нижней границы облаков над земной поверхностью, точка росы, так называемая величина барической тенденции за последние 3 часа, характеристика барической тенденции за последние 3 часа. В зависимости от решаемой задачи кроме перечисленных данных на **К. п.** могут наноситься данные о количестве осадков, экстремальных температурах поверхности почвы и воздуха, состоянии поверхности почвы и высоты снежного покрова и т. д. На высотные **К. п.** наносятся данные, характеризующие направление и скорость ветра, температуру, дефицит точки росы, геопотенциальную высоту изобарических поверхностей либо давление на уровне поверхностей, для которых строятся карты (например, поверхности максимального ветра или тропопаузы). После нанесения данных на **К. п.** проводятся различные системы изолиний (изобары на приземных **К. п.**, изогипсы на высотных **К. п.**, изотахи на картах максимального ветра и др.), выделяются различными цветами и обозначениями зоны и станции, где имели место те или иные явления (грозы, осадки, туманы и другие), отмечаются центры циклонов и антициклонов и т. д. **К. п.** — одно из существующих средств *метеорологического обеспечения* авиации (см. также *Карты авиационные*).

**«КАСА»** (CASA, Construcciones Aeronauticas SA) — авиационная фирма Испании. Основана в 1923. В 1972 в состав фирмы вошла самолётостроительная фирма «Испано авиасьон СА» (Hispano Aviacion SA), в 1973 — двигателестроительная фирма «ЭНМАСА» (ENMASA). Деятельность начала с постройки лицензионного истребителя Бреге 19. В 40-х гг. выпускала немецкие истребители Мессершмитт Bf109, транспортные самолёты Юнкерс Ju-52 и др. Основные программы 80-х гг.: производство лёгкого транспортного самолёта C-212 «Авиокар» с двумя турбовинтовыми двигателями (первый полёт в 1971, см. рис.), реактивного учебно-боевого самолёта C-101 «Авиоджет» (1977), 45-местного пассажирского самолёта CN-235 (1983) с двумя

турбовинтовыми двигателями для местных и коротких авиалиний, разработанного совместно с индонезийской фирмой «IPTN» (Industri Pesawat Terbang Nusantara). Фирма является участником консорциума «Эрбас индастри».

### Лёгкий транспортный самолёт С-212 «Авиокар».

**КАСКР-1** — первый советский экспериментальный автожир, построенный в 1929 авиасекцией ЦК Осоавиахима СССР по проекту *Н. И. Камова* и *Н. К. Скржинского* (см. рис. в таблице XI). Имел также название «Красный инженер». Выполнен по схеме с крылом, хвостовым оперением и аэродинамическими органами управления (рули, элероны). Использован фюзеляж самолёта У-1. Несущий винт четырёхлопастный, расчалного типа, с вертикальными и горизонтальными шарнирами, диаметр 12 м. Двигатель М-2 мощностью 88,3 кВт. Взлётная масса 950 кг, максимальная скорость 90 км/ч. Этот же экземпляр летательного аппарата после установки на него двигателя мощностью 169 кВт стал называется КАСКР-2 (1930). Максимальная скорость 110 км/ч, высота полёта до 450 м.

**катапульта взлётная** (латинское *catapulta*, от греческого *katap* — сверху вниз, вниз на, против и *ρ* — бросаю, швыряю) — устройство для старта летательного аппарата путём их принудительного разгона на коротком участке пути. Используется на *авианесущих кораблях*, обеспечивает взлёт самолётов при ограниченной длине палубы. По принципу использования энергии **К. в.** разделяют на пороховые, гидравлические, пневматические, роторные и паровые (наиболее распространены). Паровая **К. в.** (см. рис.) состоит из двух цилиндров с поршнями, жёстко соединёнными с челноком, выступающим над палубой. Длина цилиндров достигает 70—90 м. После открытия стартового клапана в цилиндры поступает пар от парового коллектора под давлением 6—8 МПа. Давление пара на поршни, создавая дополнительную силу к тяге двигателей летательного аппарата, разрывает калиброванное кольцо задержника и с *перегрузкой* 4—5 двигает летательный аппарат по палубе. В конце разгона челнок резко останавливается тормозным цилиндром, после чего буксирный трос отделяется от челнока и летательный аппарат взлетает. Масса паровых **К. в.** составляет 400—500 т. Они обеспечивают взлет летательных аппаратов массой до 37 т и скорость 250 км/ч. Стартовые устройства, аналогичные по принципу действия **К. в.**, применяют для запуска небольших, беспилотных летательных аппаратов типа крылатых ракет и дистанционно-пилотируемых летательных аппаратов. Такие устройства состоят из тележки, наклонных направляющих рельсов и запускающего механизма. Тележку с закреплённым на ней летательным аппаратом разгоняют с помощью ракетного двигателя на твёрдом топливе, пневмоцилиндра, гидроцилиндра, пружин, резиновых шнуров или других средств. В конце разбега длиной 6—12 м тележка тормозится, а стоящий на ней летательный аппарат отделяется со скоростью 25—35 м/с.

*Лит.:* Короткин И. М., Слепенков З. Ф., Колызаев Б. А., Авианосцы и вертолетоносцы, М., 1972; Ларионов А. И., Несвицкий Ю. А., Надводный флот НАТО, М., 1975.

Е. П. Голубков.

Паровая взлётная катапульта: 1 — полётная палуба; 2 — тормозной цилиндр; 3 — паровой цилиндр; 4 — поршень с тормозным конусом; 5 — челнок; 6 — стартовый клапан; 7 — трубопровод от парового коллектора; 8 — задержник; 9 — буксирный трос.

**катапультирование** — процесс выбрасывания, принудительного направленного отделения от летательного аппарата (обычно выстреливания) *катапультного кресла* или *кабины отделяемой* с целью аварийного покидания летательного аппарата членами его экипажа. При этом отделяемой части или креслу придаётся скорость в направлении, отличном от направления полёта (обычно под углом 15—30° к вертикальной оси летательного аппарата, см. рис.). Источниками энергии при **К.** являются телескопический стреляющий механизм с пиропатроном, ракетный двигатель твёрдого топлива (твердотопливный ракетный двигатель) или их сочетание. В последнем случае ракетный двигатель твёрдого топлива (твердотопливный ракетный двигатель) включается в момент

отделения кресла от летательного аппарата и корректирует его траекторию относительно летательного аппарата и земли (при **К.** на малой высоте).

Осиновые силы, действующие на человека при **К.**, — перегрузки от срабатывания стреляющего механизма и скоростного напора воздуха при выходе лётчика с креслом из кабины летательного аппарата. При воздействии перегрузки вследствие прохождения по телу ударной волны деформируются тканевые структуры организма, которые после окончания действия перегрузки обычно восстанавливаются. Основные нагрузки воспринимаются костной тканью и суставно-связочным аппаратом тела. Нарушение кровообращения, как это наблюдается при воздействии длительных перегрузок, при **К.** не происходит. Во избежание травм катапультные кресла снабжаются приспособлениями для фиксации тела человека в оптимальном положении.

Устойчивость организма к воздействию перегрузок определяется их значениями, продолжительностью действия, скоростью нарастания, направлением по отношению к осям тела. Так, человек в катапультном кресле выдерживает двадцатикратную перегрузку в направлении «голова — таз» при её нарастании за 0,05—0,1 с и времени действия 0,2—0,4 с; в обратном направлении — только десятикратную перегрузку. Наибольшая выносливость организма к восприятию перегрузок наблюдается в направлении «грудь — спина». В этом случае оказывается переносимой даже сорокакратная перегрузка, нарастающая за 0,04 с. Для обеспечения безопасности **К.** проводится специальная наземная подготовка лётчиков: отбатываются правильная поза при **К.**, фиксация тела привязными ремнями, навыки предварительных и исполнительных движений и т. п.

В сочетании с катапультными креслами для защиты от декомпрессии, низких температур и других неблагоприятных факторов применяется *высотное снаряжение*. Важным условием безопасного **К.**, особенно на больших скоростях и высотах полёта, является обеспечение стабилизации кресла (кабины). В качестве элементов стабилизации используют парашюты небольшого диаметра, выдвижные штанги, кили, щитки и другие устройства.

**К.** как способ аварийного покидания летательного аппарата впервые был применён на некоторых немецких самолётах во время Второй мировой войны, так как рост скоростей и высот полёта сделал трудным покидание самолёта «через борт» с парашютом. В дальнейшем этот способ был усовершенствован и внедрён в широких масштабах благодаря исследованиям, выполненным в СССР, Великобритании, США. **К.** является наиболее распространённым и эффективным способом спасения экипажа военных самолётов.

*Лит.:* Стасевич Р. А., Исаков П. К., Скорости, ускорения, перегрузки, М., 1956; Современные средства аварийного покидания самолета, М., 1961; Теория и практика авиационной медицины, 2 изд., М., 1975.

*П. К. Исаков, Е. П. Голубков.*

Схема катапультирования: 1 — сброс фонаря; 2 — выход кресла из кабины и ввод стабилизирующего кресла парашюта; 3 — движение кресла с включённым ракетным двигателем твёрдого топлива (твердотопливный ракетный двигатель); 4 — ввод тормозного парашюта, предназначенного для стабилизированного спуска с больших высот; 5 — отделение лётчика от кресла и ввод основного парашюта лётчика; 6 — выпуск носимого аварийного запаса; 7 — приземление (приводнение) лётчика; 7 — положение летательного аппарата в момент катапультирования; 8 — положение летательного аппарата в момент ввода тормозного парашюта.

**катапультное кресло** — предназначается для покидания летательного аппарата по команде находящегося в нём члена экипажа, по приказу командира (на многоместных самолётах) или по сигналу специального бортового устройства. **К. к.** служит местом размещения и крепления члена экипажа в обычном полёте и средством спасения в аварийной ситуации. В зависимости от расположения его в летательном аппарате и направления выбрасывания различают **К. к.** для

*катапультирования* вверх, вниз, лицом к потоку или спиной к потоку. Наиболее распространён первый вариант **К. к.** Известны **К. к.** закрытого типа (капсулы), когда специальные створки поворачиваются перед катапультированием и образуют оболочку вокруг лётчика, защищая его от воздействия аэродинамических нагрузок. Из-за сложности конструкции и большой массы капсулы не нашли широкого применения.

Основные элементы **К. к.**: регулируемая по высоте чашка (сидение), спинка, заголовник, силовой каркас, привод катапультирования, система фиксации лётчика при помощи регулируемых плечевых и поясных ремней и ограничителей разброса рук и ног, стреляющий механизм с пиропатронами, парашютная система, система стабилизации, автоматы времени — высоты и др. **К. к.** устанавливается на летательном аппарате в направляющих рельсах и крепится шариковым замком. После катапультирования все операции, включая раскрытие парашюта, выполняются автоматически. **К. к.** обеспечивают спасение экипажа на всех высотах и при всех скоростях полёта летательного аппарата, а также при катапультировании с земли. Масса **К. к.** в зависимости от типа и назначения летательного аппарата составляет 50—150 кг.

*Е. П. Голубков.*

**катастрофа** (от греческого  $\kappa\alpha\tau\alpha\sigma\tau\rho\eta$  — переворот, уничтожение, гибель) — *авиационное происшествие*, приведшее к гибели или пропаже без вести какого-либо лица из числа находившихся на борту воздушного судна. К **К.** также относятся случаи гибели какого-либо лица из числа находившихся на борту в процессе аварийной эвакуации из воздушного судна.

**катастрофическая ситуация** — *особая ситуация* в полёте, при которой предотвращение гибели людей и (или) потери воздушного судна практически невозможно.

**катенария** (латинское *catenarius* — цепной, от *catena* — цепь) — конструкция подвески, применяемая на воздухоплавательных летательных аппаратах (нежёстких *дирижаблях*, привязных и свободных *аэростатах* некоторых типов) для равномерной передачи сосредоточенных усилий (от веса *гондолы*, килей и других агрегатов) на оболочку. Кatenарная, или мостовая, подвеска (по типу подвески висячих мостов) образует систему, состоящую из кatenарного пояса, закреплённого на оболочке (пришивкой, приклейкой), и элементов, соединяющих узлы кatenарного пояса с агрегатами летательного аппарата (см. рис.). На нежёстких *дирижаблях* применяются внутренние кatenарные пояса (передают нагрузку от гондолы или киля на верхнюю часть оболочки) и наружный пояса, соединяющие нижнюю часть оболочки с гондолой (или килем), Katenарная подвеска используется также для крепления строп оперения (см. *Мягкий дирижабль*), в конструкциях пневматических оперений привязных аэростатов и других частей аэростатов.

**Katenарная подвеска в мягком дирижабле:** 1 — узел кatenарного пояса; 2 — кatenарный пояс (внутренний); 3 — оболочка дирижабля; 4 — тросы подвески; 5 — гондола.

**«Катэй Пасифик»** (Cathay Pacific Airways) — авиакомпания Сянгана (Гонконга). Осуществляет перевозки в страны Европы, Азии, Африки, а также в США и Австралию. Основана в 1946. В 1989 перевезла 7,1 миллиона пассажиров, *пассажирооборот* 22,09 миллиардов пассажиро-км. Авиационный парк — 36 самолётов.

**Качинская военная авиационная школа лётчиков** — распространенное название 1-й военной школы лётчиков имени А. Ф. Мясникова (см. *Севастопольская офицерская школа авиации*).

**квазистационарное течение** — *нестационарное течение* жидкости или газа при малых *Струхала* числах  $Sh = L/(Vt) \ll 1$ . Здесь  $L$  — характерный линейный размер тела,  $V$  — характерная скорость (обычно скорость набегающего потока),  $t$  — характерное время движения. **К. т.** в первом приближении можно рассматривать как *стационарное течение* с мгновенными значениями газодинамических переменных, то есть поле течения зависит от времени как от параметра. При  $Sh \ll 1$  решение дифференциальных уравнений, описывающих движение среды, можно представить в виде разложений по числу Струхала, тогда главные члены разложения будут описывать **К. т.**

Число Струхала можно записать в виде  $Sh = (V/t)/(V^2/L)$  и трактовать его как отношение масштаба локального ускорения, характеризующего изменение скорости во времени, к масштабу конвективного ускорения, характеризующего изменение скорости в пространстве. При движении летательного аппарата на значение локального ускорения накладываются ограничения, обусловленные физическими возможностями человека переносить *перегрузки*; кроме того, большие перегрузки наблюдаются в полёте при относительно больших скоростях (выход из пикирования, боевой разворот и другие манёвры самолёта). На конвективное ускорение никаких ограничений не накладывается. Поэтому в большинстве случаев при движении самолётов и других летательных аппаратов число Струхала  $Sh < 1$ , и квазистационарный подход широко применяется для определения поля течения около движущегося тела, его аэродинамических характеристик и *аэродинамического нагрева* его поверхности.

*В. А. Башкин.*

**Квасников** Александр Васильевич (1892—1971) — советский учёный в области авиационных двигателей, профессор (1927), доктор технических наук (1958), заслуженный деятель науки и техники РСФСР (1945). Окончил Томский технологический институт (1919). В 1915—1917 военный лётчик; впервые на самолёте «Ньюпор» установил зажигательные ракеты, которыми сбил немецкий аэростат. С 1922 заведовал кафедрой «Тепловые двигатели», с 1931 — кафедрой «Теория авиадвигателей» в Московском авиационном институте. Открыл явление резкого увеличения тяги пульсирующим реактивным выхлопом при эжектировании воздуха. Государственная премия СССР (1968). Награждён 2 орденами Ленина и орденом Трудового Красного Знамени. *Портрет смотри на стр. 269.*

*А. В. Квасников.*

**Кейли** (Cayley) Джордж (1773—1857) — английский учёный и изобретатель, один из основоположников теории полёта самолёта. С 1796 изучал летательные аппараты тяжелее воздуха, в 1799 предложил концепцию летательного аппарата с фиксированным крылом и отдельным от него двигателем. В 1804 построил модель планёра с крестообразным управляемым хвостовым оперением и скользящим грузом в носу для изменения положения Центра тяжести (см. рис. в таблице 1). Применил ротативную установку для испытаний крыла при различных углах атаки (1804), объяснил стабилизирующий эффект поперечного V-образного крыла (1805), изучал влияние кривизны профиля и перемещение центра давления крыла (1807—1909), предложил форму тела минимального лобового сопротивления (1809). Объяснил механику создания тяги концами крыла птицы (1808). В 1807—1809 изучал двигатели на горячем воздухе или пороховых газах, предложил использовать их на летательных аппаратах. В публикациях 1809—1811 изложил основные принципы полёта планера и самолёта. Разработал ряд проектов орнитоптеров, вертолётов, конвертоплана. Предложил колесное шасси со спицами. В 1816—1817 числе разработал проекты дирижаблей, в том числе полужёсткой конструкции. Предложил истовое оперение с рулями высоты и направления (1849). В 1809 и 1849—1853 строил натурные планеры, на которых впервые выполнялись короткие подлёты человека. **К.** занимался также вопросами оптики, электричества, баллистики и др. Его труды долго оставались неизвестными.

*Дж. Кейли.*

**Келдыш** Мстислав Всеволодович (1911—1978) — советский учёный в области математики и механики, академик АН СССР (1946; член-корреспондент 1943), член Президиума с 1953, вице-президент в 1960—1961, президент АН СССР в 1961—1975, трижды Герой Социалистического Труда (1956, 1961, 1971). Окончил Московский государственный университет (1931), работал в Центральном аэрогидродинамическом институте (1931—1946), Московском государственном университете (профессор с 1937), Математическом институте имени В. А. Стеклова АН СССР (1934—1937, 1944—1946). Руководитель отделения (1953—1966), затем директор (1966—1978) Института прикладной математики АН СССР.

**К.** принадлежит значительное число фундаментальных исследований в области математики, вычислительной математики, аэро- и гидродинамики. Большой цикл работ **К.** посвящён колебаниям и автоколебаниям авиационных конструкций; теории флаттера самолёта, методам его численного расчёта, моделированию в аэродинамических трубах, практическим мерам борьбы с ним; явлению шимми — самовозбуждающимся колебаниям носового колеса самолёта, простым конструктивным решениям его устранения. В области аэродинамики **К.** исследовал влияние сжимаемости среды на аэродинамические характеристики обтекаемых тел и обобщил *Жуковского теорему* о подъёмной силе. **К.** принадлежат фундаментальные исследования по гидродинамике движения тел под поверхностью жидкости и волновому сопротивлению, теории удара тела о жидкость, теории колеблющегося крыла.

В математике основные труды **К.** посвящены теории функций действительного и комплексного переменного, уравнениям с частными производными, функциональному анализу. Важные результаты, полученные **К.** в области теории функций комплексного переменного, широко используются при решении задач прикладных аэро- и гидродинамики. **К.** внёс существенный вклад в развитие вычислительной и машинной математики, создание эффективных методов численного решения задач в различных областях науки и техники.

**К.** внёс выдающийся вклад в создание эффективных методов решения задач атомной и космической техники, выступил одним из инициаторов развёртывания работ по исследованию космоса и созданию ракетно-космических систем, возглавив с середины 50-х гг. разработку теоретических предпосылок вывода искусственных тел на околоземные орбиты, а в дальнейшем — полётов к Луне и планетам Солнечной системы. Руководил научно-техническим советом по координации деятельности научно-исследовательских институтов и КБ по созданию первого искусственного спутника Земли; внёс большой вклад в осуществление программ пилотируемых космических полётов, в постановку научных проблем и проведение исследований околоземного космического пространства, межпланетной среды, Луны и планет, в решение многих проблем механики космических полётов и теории управления, навигации и теплообмена.

**К.** — председатель Комитета по Ленинским и Государственной премии при Совете Министров СССР (1961—1978), действительный и почётный член многих иностранных академий и научных обществ. Депутат Верховного Совета СССР с 1962. Золотые медали имени М. В. Ломоносова АН СССР (1976) и имени К. Э. Циолковского АН СССР (1972). Ленинская премия (1957), Государственная премия СССР (1942, 1946). Награждён 7 орденами Ленина, 3 орденами Трудового Красного Знамени, медалями, а также иностранными орденами.

В 1978 АН СССР учредила Золотую медаль имени М. В. Келдыша «За выдающиеся научные работы в области прикладной математики и механики, а также теоретические исследования по освоению космического пространства». В Москве сооружены памятники учёному (в том числе в начале Аллеи космонавтов), создан кабинет-музей в Институте прикладной математики Российской АН. В Московском государственном университете учреждена стипендия имени М. В. Келдыша. Его имя носит Институт прикладной математики, Именем **К.** назван кратер на Луне. Урна с прахом в Кремлёвской стене.

Соч.: Некоторые общие свойства полипланов, М., 1936; Вибрации на самолете, М., 1942 (совм. с др.); Шимми переднего колеса трехколесного шасси, М., 1945; Приложения теории функций комплексного переменного к гидродинамике и аэродинамике. М., 1964 (совм. с др.).

**М. В. Келдыш.**

**керамические материалы** — неметаллические материалы из тугоплавких неорганических соединений, получаемые спеканием, плазмо-химическим и другими методами. **К. м.** обладают высокой температуростойкостью, жаропрочностью, твёрдостью, электроизоляционными и другими ценными свойствами. Наибольшее распространение в авиастроении получили керамические защитные покрытия, теплоизоляционные и конструкционные **К. м.**

**К. м.** по химическому составу разделяют на кислородсодержащие — кварцевые, кремнезёмистые, алюмосиликатные, корундовые, из чистых оксидов, например, алюминия ( $\text{Al}_2\text{O}_3$ ), циркония ( $\text{ZrO}_2$ ), и бескислородные — на основе карбидов, нитридов, боридов, силицидов. Для получения авиационных **К. м.** используются синтетические исходные продукты, характеризующиеся особо высокой химической чистотой и дисперсностью частиц исходных материалов; производство **К. м.** отличается точностью дозировки.

**Защитные покрытия** из **К. м.** получают по шликерно-обжиговой технологии (тугоплавкие эмали, реакционно-спекаемые, реакционно-отверждаемые), плазменным напылением (из чистых оксидов  $\text{Al}_2\text{O}_3$ ,  $\text{ZrO}_2$ ), конденсацией из газовой фазы (карбиды, нитриды) и другими методами с целью защиты металлических конструкций от газовой коррозии, повышения эрозионной стойкости, придания поверхностям изделий заданных оптических, электрических и других характеристик при высоких температурах.

**Теплоизоляционные К. м.** получают на основе супертонких волокон либо с применением поро- и пенообразователей (пористость до 90—95%). Керамические волокна, обладающие высокой термостойкостью ( $1400\text{ }^{\circ}\text{C}$  и более) и прочностью, получают на основе  $\text{Al}_2\text{O}_3$ ,  $\text{ZrO}_2$ , диоксида кремния, муллита.

**Конструкционные К. м.** на основе нитрида и карбида кремния служат для изготовления лопаток турбин, роторов и других теплонагруженных деталей авиационных двигателей. Диски и лопатки, например, для турбин газотурбинного двигателя, из нитрида кремния ( $\text{Si}_3\text{N}_4$ ) и присадок (оксид иттрия) обжигают в печи при атмосферном давлении, а затем подвергают изостатическому прессованию. По другой технологии детали получают реакционным спеканием, при котором порошок кремния в среде азота превращается в  $\text{Si}_3\text{N}_4$ . Разрабатываются технологии получения конструкционных **К. м.** из нитрида алюминия, борида титана,  $\text{ZrO}_2$ .

С. С. Солнцев.

**керосин** (английское kerosene, от греческого  $\kappa\{\bar{\epsilon}\}r\{\acute{o}\}s$  — воск) — фракция нефти, выкипающая в диапазоне температур  $200\text{—}300\text{ }^{\circ}\text{C}$ . Получают перегонкой нефти или крекингом тяжёлых нефтепродуктов; плотность  $790\text{—}860\text{ кг/м}^3$ . Иногда **К.** неправильно называют реактивные топлива, содержащие кроме керосина бензиновые, лигроиновые, дизельные фракции нефти (см. *Топливо авиационное*).

**Кёртисс** (Curtiss) Глен Хаммонд (1878—1930) — американский летчик, авиаконструктор и промышленник, один из пионеров авиации. Известный вело- и мотогощик, рекордсмен, **К.** в 1902 стал владельцем завода мотоциклов, где спроектировал поршневый двигателя к первому дирижаблю для армии США. В 1907 стал руководителем Авиационной экспериментальной ассоциации, где построил самолёт, на котором в 1908 впервые в США совершил полёт на 1 милю (за 1 мин 42 с); впоследствии устанавливал рекорды и выигрывал крупные авиационные соревнования. В 1910 на базе своих предприятий основал фирму «*Кёртисс*», выпускавшую самолёты и авиационные двигатели, позже организовал авиационное производство и в Канаде. В 1912 построил первую в США летающую лодку. Организовал ряд лётных школ. В 1914 построил летающую лодку «Америка» для трансатлантического перелёта, однако первый такой перелёт (с несколькими промежуточными посадками) был совершён в 1919 на другом его гидросамолёте NC-4.

Г. Х. Кёртисс.

«**Кёртисс**» (Curtiss Aeroplane and Motor Co.) — одна из старейших авиационных фирм США. Основана в 1910 *Г. Х. Кёртиссом*. Деятельность начала с разработки гидросамолётов. Гидросамолёт А-1 (биплан с поршневым двигателем мощностью 56 кВт, с толкающим винтом, см. рис. в таблице IV) — первый самолёт, поступивший на вооружение Военно-морских сил США. За годы Первой мировой войны выпустила около 10 тысяч самолётов (в том числе свыше 6 тысяч

учебно-тренировочных JN-4) и 75 тысяч двигателей. В 1919 на гидросамолёте NC-4 (первый полёт в 1918, биплан с четырьмя поршневыми двигателями мощностью 298 кВт каждый, длина самолёта 20,85 м, размах крыла 38,4 м, максимальная взлётная масса около 13 т, скорость около 150 км/ч, см. рис. в таблице IX) совершён первый трансатлантический перелёт (с несколькими посадками). В 20-е гг. фирма строила в основном военные самолёты (истребители, разведчики, бомбардировщики, в том числе палубные и гидросамолёты), был создан ряд рекордных моделей для международных соревнований (например, самолёт R. В, с убирающимся шасси). В 1929 вошла в состав фирмы «Кёртисс-Райт» (Curtiss-Wright Corporation) в результате слияния с двигателестроительной фирмой «Райт аэронотиклз» (Wright Aeronautical Corporation). Основной продукцией остались военные самолёты, в том числе истребитель Р-40 «Уорхоук» (первый полёт в 1938, см. рис. в таблице XX; построено около 15 тысяч в различных модификациях, в том числе Р-40N:1 поршневой двигатель мощностью 1010 кВт, длиной 10,16 м, размах крыла 11,38 м, взлётная масса до 4,014 т, скорость до 610 км/ч), палубный пикирующий бомбардировщик SB2С «Хеллдайвер» (первый полёт в 1940, построено свыше 7 тысяч), военно-транспортные самолёты С-46 «Коммандо» (1940, свыше 3 тысяч). В годы Второй мировой войны фирма имела 17 заводов и персонал около 180 тысяч человек; выпустила около 23 тысяч самолётов и большое число поршневых двигателей. После 1945 построен ряд опытных самолетов, но фирме пришлось отказаться от собственных крупных авиационных программ. В 1951 её самолётостроительное отделение было закрыто, и в дальнейшем деятельность фирмы в авиационной области ограничивалась производством компонентов конструкций силовых установок (жидкостных ракетных двигателей, ракетных двигателей твёрдого топлива, роторных двигателей), систем управления, полуфабрикатов.

В. В. Беляев.

**кессон** (от французского caisson — ящик) — тонкостенная конструкция балочного типа с замкнутым одно- или многосвязным контуром поперечного сечения (см. рис.). Обшивка **К.** воспринимает нормальные и касательные напряжения. Для сохранения формы поперечного сечения и распределения усилий между контурами **К.** имеет диафрагмы или *нервюры*, ограничивающие одновременно деформацию поперечных сечений. **К.** — наиболее распространённый тип авиационных конструкций (см., например, *крыло*).

**Кессон:** *а* — односвязный; *б* — двухсвязный; 1 — стенки; 2 — интегральные панели; 3 — диафрагма; 4 — стрингеры; 5 — обшивка.

**Киевский институт инженеров гражданской авиации** — высшее учебное заведение, осуществляющее подготовку авиационных инженеров для технической лётной эксплуатации воздушных судов гражданской авиации. Институт выпускает бортиженеров, а с 1988 начал подготовку инженеров-механиков (пилотов). Основан в 1933 на базе авиационного факультета Киевского политехнического института как Киевский авиационный институт (в 1947—1964 — Киевский институт Гражданского военного флота). В составе института (1990); факультеты — механический, авиационного радиоэлектронного оборудования, авиационного оборудования, автоматики и вычислительной техники, аэропортов, авиационных работ и перевозок, авиационной наземной техники, лётной эксплуатации воздушных судов, подготовительный для иностранных граждан; заочный; повышения квалификации руководящих работников и специалистов гражданской авиации; деканат по работе с иностранными учащимися; подготовительное отделение; научно-исследовательский сектор, 19 отраслевых лабораторий, учебная авиационно-техническая база; база эксплуатации радиотехнического оборудования и связи; станция испытаний авиационных двигателей; экспериментальный цех; музей истории гражданской авиации. Имел филиалы в Иркутске, Ташкенте, Ростове-на-Дону, учебно-консультационные пункты в Минске, Новосибирске, Хабаровске, Якутске, Алма-Ате, Красноярске. В 1989/1990 учебном году в институте обучалось свыше 14 тысяч студентов, работало около 1 тысяч преподавателей, в том числе около 70 профессоров и докторов наук и около 450 доцентов и кандидатов наук. Издаются (с 1961) межвузовские тематические сборники научных трудов института. Награждён орденом

Трудового Красного Знамени (1966).

**Киевский механический завод** (КМЗ) имени *О. К. Антонова* — берёт начало от ОКБ-153, которое было создано в 1946 при Новосибирском авиационном заводе на базе филиала ОКБ-115 А. С. Яковлева. ОКБ-153 возглавил *О. К. Антонов*; в 1952 оно переведено в Киев, в 1966 переименовано в КМЗ. В 1991 на базе КМЗ образован Авиационный научно-технический комплекс имени *О. К. Антонова*. Предприятие награждено орденами Ленина (1966) и Трудового Красного Знамени (1975). О летательных аппаратах, созданных на предприятии под руководством Антонова (имя которого оно носит с 1984) и его преемника *П. В. Балабуева*, смотри в статье *Ан*.

**Киевское авиационное производственное объединение** — берёт начало от основанного в 1920 Государственного авиационного завода №12 (с 1921 — Ремонтно-воздушный завод №6). На предприятии в 1925 под руководством *К. А. Калинин* был создан пассажирский самолёт К-1, а в 30-е гг. строились автожир А-4 Центрального аэрогидродинамического института, пассажирские самолёты ХАИ-1 и ОКО-1 (разработан в КБ завода под руководством В. К. Таирова), разведчик Р-10. Накануне Великой Отечественной войны завод, ставший самолётостроительным (№43), изготавливал крылья и оперения для истребителей *МиГ-1*, выпускавшихся заводом №1 в Москве. В августе 1941 завод перебазирован из Киева на Новосибирский авиационный завод, где в годы войны строились истребители *Як*. В ноябре 1943 в Киеве началось восстановление завода (под №473), который сначала производил сборку истребителей *Як-3*, *Як-9* из готовых частей, а затем освоил производство вертолётов Г-4 И. П. Братухина и *Ми-1* М. Л. Миля. С 1950 перешёл на выпуск самолётов семейства *Ан*: *Ан-2*, *Ан-8*, *Ан-24*, *Ан-26*, *Ан-30*, *Ан-32*, *Ан-72*, *Ан-124* и (совместно с другими предприятиями отрасли) *Ан-225*. Предприятие награждено орденом Трудового Красного Знамени (1970). В 1974 на основе завода образовано производственное объединение.

**Киевское общество воздухоплавания** — Учреждено 16 (29) октября 1909 по инициативе профессор Киевского политехнического института (КПИ) Н. Б. Делоне (ученик *Н. Е. Жуковского* по Московскому университету). Создано на базе Воздухоплавательного кружка КПИ. Руководящими органами были совет и правление. При **К. о. в.** работали научно-технический и спортивный комитеты. 23 мая (5 июня) 1910 в Киеве на Сырецком ипподроме состоялся первый в России полёт аэроплана отечественной конструкции «*Кудашев-1*». Построил биплан и летал на нём профессор А. С. Кудашев. В 1909—1914 киевскими конструкторами создано около 30 типов летательных аппаратов. В **К. о. в.** работали известные ученые, конструкторы и лётчики Г. П. Адлер, *Д. П. Григорович*, А. Д. Карпека, братья А. И., Е. И. и И. И. Касяненко, Кудашев, *П. Н. Нестеров*, *И. И. Сикорский* и др. Проводились работы и в области воздухоплавания: Ф. Ф. Андерс построил дирижабль «Киев», С. Н. Халютин — аэростат «Припять», приспособленный для подъема метеорологических приборов и автоматических многокамерных фотоаппаратов. На Куренёвском аэродроме **К. о. в.** на общественных началах готовило пилотов-авиаторов и механиков. В Киеве проводились воздухоплавательные выставки **К. о. в.** (1911, 1912) и Всероссийская выставка (1913). Издавались сборники статей членов **К. о. в.** С марта 1914 журнал «Автомобильная жизнь и авиация» стал органом **К. о. в.** Были учреждены медали, почётные дипломы и свидетельства **К. о. в.** Золотыми медалями награждены Жуковский и Нестеров. В 1916 деятельность **К. о. в.** прекратилась.

**кили-шайбы** — неподвижные поверхности многокилевого *вертикального оперения*, устанавливаемые на концах стабилизатора и служащие для обеспечения путевой устойчивости летательного аппарата. **К.-ш.** применены на самолётах Пе-2, Ту-2, Ан-22, -225 и других летательных аппаратах.

**киль** (голландское *kiel*, английское *keel*) — аэродинамическая поверхность летательного аппарата, являющаяся основной частью *вертикального оперения* и предназначенная для обеспечения путевой устойчивости (см. *Боковая устойчивость*) и, в некоторых случаях, управляемости летательного аппарата. При однокилевом оперении **К.** устанавливается на хвостовой части

фюзеляжа в плоскости симметрии летательного аппарата. При неподвижном **К.** путевая управляемость (*балансировка* и осуществление манёвра) обеспечивается шарнирно укреплённым на нем рулём направления. При переходе от до- к сверхзвуковым скоростям полёта эффективность руля направления (см. *Эффективность органов управления*) существенно уменьшается, поэтому на манёвренных сверхзвуковых самолётах иногда применяют **целиком поворотный К.** (без руля направления), обеспечивающий как путевую устойчивость, так и путевую управляемость летательного аппарата. Конструкция **К.** аналогична конструкции крыла. Для обеспечения надлежащей путевой устойчивости на некоторых типах самолётов устанавливаются по два и три **К.**, которые могут располагаться на крыле, фюзеляже, *горизонтальном оперении* или хвостовых балках. См. также *Гребень аэродинамический*, *Кили-шайбы*.

**Кинасошвили** Роберт Семёнович (1899—1964) — советский учёный, профессор (1949), доктор технических наук (1953), заслуженный деятель науки и техники РСФСР (1960). После окончания Московского государственного университета (1924) и Московского авиационного института (1930) работал в Центральном институте авиационного моторостроения (с 1939 начальником отдела, затем лаборатории, с 1954 заместитель начальника института). В 1931—1963 участвовал в создании многих отечественных авиационных двигателей и обеспечении их прочности. В 1938—1948 разработал методы расчёта на усталостную прочность деталей поршневых авиационных двигателей, в 1947—1963 — методы расчёта на прочность дисков турбин и других деталей газотурбинного двигателя. Государственная премия СССР (1949). Награжден 2 орденами Ленина, орденами Трудового Красного Знамени. Красной Звезды, медалями.

**Р. С. Кинасошвили.**

**кинетика физико-химическая** (от греческого  $\kappa\iota\eta\mu\iota\kappa\acute{o}\varsigma$  — приводящий в движение) — теория неравновесных макроскопических процессов в различных средах, **Статистическая К. ф.-х.** основана на представлении о молярном строении вещества. Её наиболее разработанным разделом является *кинетическая теория газов*. Неравновесные процессы описываются функциями распределения молекул, составляющих среду, по их скоростям, координатам и другим характеристикам. Соответствующим усреднением функции распределения находятся любые макроскопические величины, в том числе, газодинамические переменные. Одночастичные функции распределения удовлетворяют кинетическим уравнениям например *Больцмана уравнению* или его решениям на смеси многоатомных газов при наличии бимолекулярных химических реакций. Эти уравнения применимы для расчёта существенно неравновесных процессов, в том числе течений при *Кнудсена числе*  $Kn \geq 1$  в *разреженных газов динамике*. Методом Чепмена — Энскога из кинетических уравнений выводятся уравнения газодинамики для неравновесных течений, соотношения, описывающие переноса явления (см. также *Переносные свойства среды*) и позволяющие определять скорости химических реакций. Коэффициент в этих уравнениях выражаются через газодинамические переменные и параметры, характеризующие взаимодействие и возбуждение молекул. Для сложных химических реакций и процессов взаимодействия газов с поверхностями статистической **К. ф.-х.** развита значительно слабее.

**Феноменологическая К. ф.-х.** позволяет описывать более широкий класс явлений, близких к термодинамически равновесным, и получать общие соотношения, но при этом используются эмпирические коэффициенты.

*Лит.* смотри при статье *Кинетическая теория газов*.

В. С. Галкин.

**кинетическая теория газов** — раздел физики, изучающий явления в газах статистическими методами, рассматривающий газ как совокупность молекул, заданным образом взаимодействующих между собой, с внешними полями и ограничивающими поверхностями. **К. т. г.** изучает неравновесные явления; исследованием равновесных состояний занимается статистическая физика. В отличие от «классического» изложения **К. т. г.** ниже основной акцент

сделан на аэродинамические, а не на общефизические проблемы.

Распределение молекул по скоростям  $v$  в некоторой точке  $r$  в момент времени  $t$  определяется функцией распределения (ФР)  $f(\mathbf{v}, \mathbf{r}, t)$ , удовлетворяющей основному для **К. т. г.** *Больцмана уравнению*. Описание явлений на молекулярном уровне (микроуровне) чрезвычайно сложно из-за многомерности задачи, которая в общем случае семимерна, так как ФР зависит не только от времени и координат (как газодинамические переменные), но и от компонентов скоростей молекул. В то же время получаемая информация для большинства приложений излишне детальна. Поэтому к молекулярно-кинетическому описанию обращаются лишь тогда, когда задача не может быть рассмотрена на макроуровне с меньшим числом измерений. Одна из основных задач **К. т. г.** состоит в установлении круга явлений, которые могут быть строго описаны на макроуровне, в выводе соответствующих уравнений и граничных условий для макровеличин.

Макровеличины, в том числе все привычные газодинамические переменные, могут быть выражены через ФР: плотность  $\{\rho\} = m \int f d\mathbf{v}$ , скорость потока  $\mathbf{u} = (m/\{\rho\}) \int \mathbf{v} f d\mathbf{v}$ , температура  $T = (2m/3k\{\rho\}) \int (mc^2/2) f d\mathbf{v}$ , компоненты тензора напряжений  $P_{ij} = m \int \{v_i v_j\} c_i c_j f d\mathbf{v}$ , вектор потока теплоты  $\mathbf{q} = \int \{v_i\} (mc^2/2) c_i f d\mathbf{v}$  и т. д.;  $k$  — постоянная Больцмана,  $c = v - \mathbf{u}$  — тепловая (собственная) скорость молекул,  $m$  — их масса. Как из уравнения Больцмана, так и феноменологическим путём можно получить уравнения сохранения массы, импульса и энергии (см. также *Сохранения законы*):

$\{\{формула\}\}$

$\{\{формула\}\}$

Эти уравнения не замкнуты, так как число неизвестных больше числа уравнений. В общем случае не существует локальных связей между «лишними» переменными  $P_{ij}$  и  $q_i$  и пятью газодинамическими функциями (переменными)  $\{\rho\}$ ,  $u_i$  и  $T$ .

В **К. т. г.** фундаментальную роль играет *Кнудсена число*  $Kn$ . Если  $Kn < 1$ , то решение уравнения Больцмана можно построить в виде асимптотического ряда  $f = f^{(0)} + f^{(1)} + f^{(2)} \dots$ , в котором функции  $f^{(k)}$  зависят от  $\{\rho\}$ ,  $u_i$  и  $T$  и их производных по координатам до  $k$ -го порядка (так называемый метод Чепмена—Энскога). Подставляя этот ряд в выражения для  $P_{ij}$  и  $q_i$ , получим

$\{\{формула\}\}$

и т. д. ( $\{\mu\}$  — динамическая вязкость,  $\{\lambda\}$  — теплопроводность,  $p$  — давление). Подстановка полученных соотношений в уравнения сохранения приводит к замкнутой системе уравнений для  $\{\rho\}$ ,  $u_i$  и  $T$ : при учёте одного члена разложения получаются *Эйлера уравнения*, двух — *Навье — Стокса уравнения*, трёх — уравнения Барнетта и т. д. Приведённые связи (*переносные свойства среды*) известны и в *механике сплошной среды*, где они постулируются. **К. т. г.** не только устанавливает эти связи, но определяет область их применимости ( $Kn < < 1$ ) и позволяет вычислить входящие в них  $\{\mu\}$  и  $\{\lambda\}$ , которые в континуальной теории берутся из эксперимента. Это особенно важно для смесей газов и газов с внутренними степенями свободы, обладающих более сложными переносными свойствами: благодаря диффузии состав смеси в течении меняется от точки к точке, так что невозможно заблаговременно «заготовить» коэффициент переноса, их необходимо рассчитывать в каждой точке одновременно с расчётом течения.

Число Кнудсена может быть выражено через более привычные газодинамического *подобия критерии* (*Маха число*  $M$  и *Рейнольдса число*  $Re$ ):  $Kn \approx M/Re$ . Так как континуальное макроскопическое описание и уравнения газовой динамики справедливы при  $Kn \{\rightarrow\} 0$ , то они справедливы, например, при  $M = const$  и  $Re \{\rightarrow\} \infty$  (течение типа пограничного слоя) или при  $Re = const$  и  $M \{\rightarrow\} 0$  (медленные течения типа течения Стокса) и не справедливы, если  $M$  и  $Re$  одного порядка. В классической газовой динамике на поверхностях твёрдого тела или жидкости используются условия прилипания — равенство скоростей и температур газа и конденсирующей

фазы. Эти условия не следуют из основных постулатов механики сплошных сред и привносятся из эксперимента или дополнительных посылок. В действительности имеет место зависящее от их природы и состояния взаимодействие молекул с поверхностью, определяющее связь функций распределения падающих и отражённых молекул. Если газ не наводится в равновесии с поверхностью, то упомянутая выше ФР, ведущая к газодинамическому описанию, не удовлетворяет этой связи. Следовательно, около стенки всегда имеется **слой Кнудсена** толщиной порядка длины свободного пробега молекул  $l$ , течение в котором не подчиняется законам газовой динамики. Решение уравнения Больцмана в слое Кнудсена связывает истинные микроскопические условия на стенке с газодинамическим течением вне этого слоя, устанавливая для него фиктивные макроскопические граничные *скользящие условия* на стенке и условие *температурного скачка*. При рассмотрении течения вне слоя Кнудсена истинное распределение скоростей или температур в слое несущественно. Хотя получаемое с указанными граничными условиями решение уравнений Навье — Стокса внутри слоя Кнудсена отличается от истинного, потоки теплоты и импульса (напряжение трения) определяются с точностью, соответствующей точности самих уравнений. Граничные условия скольжения и температурного скачка тем больше отличаются от условий прилипания, чем больше  $Kn$ . При  $Re \gg 1$ ,  $M = O(1)$  их учёт даёт поправки к классической теории пограничного слоя того же порядка, что и учёт вытесняющего действия этого слоя. Особое место занимает скольжение газа (*крип*), вызванное градиентом температуры вдоль поверхности, так как приводит оно не к поправкам, а к новым явлениям, отсутствующим при выполнении условий прилипания (термофорез, радиометрический эффект и т. д.). Наличие градиента температуры вдоль трубки вызывает течение вдоль неё (термомеханический эффект).

Ещё более важно исследование слоя Кнудсена, если на поверхности происходит испарение или химическая реакция. Например, расход испаряющегося материала, вычисленный по классической формуле Герца — Кнудсена, полученной без учёта слоя Кнудсена, существенно отличается от расхода, следующего из решения уравнения Больцмана в слое (см. рис.).

Наряду с основным характерным размером  $L$  в течении могут существовать «собственные» характерные размеры  $L_i < L$ , например, толщина пограничного слоя  $\delta \sim (Li)^{1/2}$  или ударной волны  $\sim l$ . Если  $L_i \gg l$ , то течение может быть описано в рамках теории сплошной среды, однако точность описания падает с увеличением  $Kn = l/L_i$ . Структура ударной волны должна рассматриваться в рамках уравнения Больцмана.

Выше предполагалась справедливость при  $Kn \ll 1$  уравнений Навье — Стокса, получаемых при учёте двух членов разложения ФР по числу Кнудсена. Однако если  $M \ll 1$ ,  $Re = O(1)$  и перепад температур  $\Delta T/T = O(1)$ , то в газе возникают (получаемые при учёте третьего члена разложения) температурные напряжения того же порядка, что и вязкие. Этими напряжениями обусловлены новый тип естественной конвекции, имеющей место в отсутствие массовых сил (термострессовая конвекция), и другие явления.

В смесях газов для каждого компонента записывается своё уравнение Больцмана, столкновительный член которого учитывает как столкновения молекул данного сорта между собой, так и с молекулами других сортов, а также переход молекул данного сорта в другой (химической реакции). Молекулы, находящиеся в разных квантовых состояниях, рассматриваются как молекулы разных сортов, а переход в другое квантовое состояние — как химическая реакция. Средняя длина пробега  $l_{ri}$  (вероятность, эффективное сечение, число столкновений) для  $i$ -й химической реакции или квантового перехода (неупругие процессы) может существенно отличаться от средней длины пробега  $l_c$  для упругих столкновений. В каждой точке течения имеется несколько чисел Кнудсена  $Kn = l/L_i$  и  $Kn_{ri} = l_{ri}/L$ , которые могут меняться от точки к точке. Обобщённым методом Чепмена — Энскога показано, что макроскопическое газодинамическое описание возможно при  $Kn \rightarrow 0$  и произвольном отношении  $\alpha = l_c/l_{ri}$ . В общем случае для числовой плотности молекул в данном квантовом состоянии получается своё макроскопическое уравнение (поуровневая кинетика). Иногда удаётся свести задачу к меньшему числу уравнений для осреднённых величин. С изменением  $\alpha$  вид уравнений не изменяется, но

меняются коэффициент переноса. Исследование явлений при не малых числах Кнудсена в последние десятилетия быстро развивалось и в результате выделилось в самостоятельный раздел **К. т. г.** и газовой динамики — *разреженных газов динамика*. В самостоятельную дисциплину также выделилась кинетическая теория плазмы.

*Лит.:* Чепмен С., Каулинг Т., Математическая теория неоднородных газов, пер. с англ. М., 1960; Коган М. Н., Динамика разреженного газа. Кинетическая теория, М., 1967; Лифшиц Е. М., Питаевский Л. П., Физическая кинетика в кн.: Ландау Л. Д., Лифшиц Е. М., Теоретическая физика, т. 10, М., 1979; Климонтович Ю. Л., Статистическая физика, М., 1982.

*М. Н. Коган.*

**Зависимость интенсивности испарения от плотности пара над стенкой:** 1 — истинное изменение; 2 — расчёт по формуле Герца — Кнудсена;  $u_{\infty}$ ,  $n_{\infty}$ ,  $T_{\infty}$  — скорость, числовая плотность молекул и температура пара над стенкой;  $n_b$  — числовая плотность молекул насыщения при температуре стенки;  $\{\psi\} = n_{\infty} u_{\infty} / n_b (2kT/m)^{1/2}$

**кинотеодолитные измерения** — см. в статье *Внешнетраекторные измерения*.

**Кирсанов** Пётр Семёнович (1919—1991) — советский военачальник, маршал авиации (1932), заслуженный военный лётчик СССР (1966). В Советской Армии с 1936. Окончил Качинскую военную авиационную школу (1938), Военно-воздушную академию (1950; ныне имени Ю. А. Гагарина), Военную академию Генштаба Вооружённых Сил СССР (1958). Участник советско-финляндской и Великой Отечественной войн. В ходе войны был заместителем командира и командиром эскадрильи, инструктором-лётчиком Главного управления боевой подготовки фронтовой авиации Военно-воздушных сил. Совершил 216 боевых вылетов, сбил лично 8 и в составе группы 6 самолётов противника. После войны командир авиадивизии (1952—56), командующий воздушной армией (1967—1970), заместитель главнокомандующего Военно-воздушных сил (1970—1979), в 1979—1988 на ответственных должностях в Военно-воздушных силах, затем военный инспектор. Награждён орденами Ленина, Октябрьской Революции, 5 орденами Красного Знамени, 2 орденами Отечественной войны 1-й степени, 3 орденами Красной Звезды, орденом «За службу Родине в Вооружённых Силах СССР» 3-й степени, медалями.

**П. С. Кирсанов.**

**Кирхгоф** (Kirchhoff) Густав Роберт (1824—1887) — немецкий физик, член Берлинской АН (1874), иностранный член-корреспондент Петербургской АН (1862). Окончил Кёнигсбергский университет. С 1850 профессор. Разработал общую теорию неравномерного произвольного движения твёрдого тела в безграничной несжимаемой идеальной жидкости и одним из первых применил (и значительно развил) теорию функций комплексных переменных к исследованию плоских безвихревых движений такой жидкости. Один из основоположников теории обтекания жидкостью тел с отрывом струй. Предложил схему обтекания тел с отрывом струй (см. *Гельмгольца — Кирхгофа теория обтекания*).

*Соч.:* Механика. Лекции по математической физике, перевод с нем., М., 1962.

**Г. Р. Кирхгоф.**

**Кирхгофа теория обтекания** — см. *Гельмгольца—Кирхгофа теория обтекания*.

**кислородное оборудование** — комплекс средств для защиты экипажа, пассажиров и других лиц, участвующих в полете, от кислородной недостаточности, связанной с пониженным парциальным давлением кислорода во вдыхаемом воздухе при низком давлении в кабине (см. *Высотная болезнь*), а также от воздействия продуктов сгорания в случае пожара. Различают **К. о.** стационарное, переносное, спасательное.

**Стационарное К. о.** подразделяется на индивидуальное (для членов экипажа) и коллективное (для

пассажиров). Состоит из кислородно-дыхательной аппаратуры (КДА), источника кислорода, запорно-редуцирующих устройств и соединительной арматуры (см. рис.). КДА предназначена для подачи кислорода и регулирования его расхода и давления под кислородной маской в зависимости от высоты полёта. Существует аппаратура лёгочно-автоматического действия (подача кислорода в маску лишь при вдохе) и непрерывного действия (струйная подача). Первая более экономична, применяется, как правило, для экипажа; вторая — аварийная (для пассажиров, в спасательном **К. о.** и т. п.). По условиям дыхания (давлению подводимого кислорода) различают аппараты без избыточного давления и с избыточным относительно окружающего воздуха давлением (используются на высотах более 12 км для обеспечения необходимого парциального давления кислорода в лёгких), причём на высотах более 14,5 км для дыхания под избыточным давлением необходимо применение специального снаряжения — высотно-компенсирующих костюмов и гермошлемов или скафандров (см. *Высотное снаряжение*).

**Переносное К. о.** применяется при передвижениях членов экипажа в разгерметизированной кабине или при использовании дымозащитных масок, а также в терапевтических целях для пассажиров, нуждающихся в дополнительном кислородном питании. Состоит из упрощённого аппарата (с непрерывной или периодической подачей кислорода) и баллона вместимостью 2—3 л.

**Спасательное К. о.** применяется при покидании самолёта на больших высотах. К этому оборудованию относятся парашютные кислородные приборы, размещаемые в специальном кармане ранца парашюта, либо кислородные приборы, которые совместно с аварийным запасом кислорода находятся в чашке катапультного кресла. Запас кислорода в спасательном **К. о.** рассчитан на 10—15 мин непрерывной подачи.

В качестве источников кислорода применяются баллоны с давлением 14,7 или 20,6 МПа, газификаторы с жидким кислородом, твёрдые источники кислорода, в которых связанный кислород выделяется в результате термохимического разложения вещества (например, хлората натрия) под воздействием высокой температуры запального устройства, бортовые кислорододобывающие установки, повышающие концентрацию кислорода в воздухе, отбираемом от двигателя летательного аппарата или специального компрессора.

Норма расхода кислорода на 1 человека в 1 мин определяется в зависимости от расчётной высоты (давления) в кабине. Для контроля запаса и расхода кислорода применяются указатели запаса, индикаторы подачи, манометры.

*Лит.:* Средства спасения экипажа самолета, 2 изд., М., 1975; Системы обеспечения жизнедеятельности летательного аппарата, М., 1981.

*Р. Х. Тенищев, В. М. Евдокимов.*

Схема стационарных систем кислородного оборудования: *а* — для членов экипажа; *б* — для пассажиров (аварийная); 1 — кислородная маска; 2 — кислородный прибор; 3 — регулятор подачи кислорода; 4 — запорно-редуцирующее устройство; 5 — датчик давления; 6 — заправочное устройство, 7 — источник кислорода; 8 — индикатор давления, 9 — индикатор подачи; 10 — маски, автоматически выбрасываемые из блока масок при аварийной разгерметизации; 11 — блок масок,

**Кишкин** Сергей Тимофеевич (р. 1906) — советский ученый-металловед, академик АН СССР (1966; член-корреспондент 1960), заслуженный деятель науки и техники РСФСР (1957). Окончил Московское высшее техническое училище (1931). С 1934 в Всесоюзном институте авиационных материалов. В 1935—1948 преподавал в Московском высшем техническом училище (с 1943 профессор), в 1948—1960 заведующий кафедрой Московского авиационного института. Основные исследования в области металловедения и физики металлов. Участвовал в создании жаропрочных сплавов для газотурбинных двигателей и высокопрочных конструкционных сталей для летательного аппарата. В период Великой Отечественной войны в соавторстве с другими

специалистами разработал авиационную броню для штурмовика Ил-2 и истребителей. Золотая медаль имени Д. К. Чернова АН СССР (1988). Ленинская премия (1984), Государственная премия СССР (1942, 1949, 1968). Награжден орденами Ленина, Октябрьской Революции, 4 орденами Трудового Красного Знамени, медалями.

Соч.: Физические основы металловедения, М., 1955 (совм. с др.); Влияние облучения на структуру и свойства конструкционных металлов, М., 1958; Исследование строения металлов методом радиоактивных изотопов, М., 1959 (совм. с др.).

С. Т. Кишкин.

**класс пассажирского салона.** В зависимости от уровня комфорта и обслуживания пассажиров, оформления интерьера, класса пассажирских кресел и шага их установки различают салоны первого, туристского, экономического классов и так называемого бизнес-класса. Для салонов первого класса характерны высокий уровень комфорта и обслуживания пассажиров, цветового оформления и декоративной отделки интерьера, возможно большее пространство для размещения пассажиров в комфортабельных креслах. Салоны туристского класса имеют более низкий уровень комфорта из-за уменьшения размеров кресел, увеличения плотности их установки, упрощения обслуживания. Однако салоны туристского класса должны обеспечивать неутомительное пребывание в них пассажиров при полётах большой продолжительности. Салоны экономического класса характеризуются приемлемым для заданной продолжительности полёта уровнем комфорта и обслуживания пассажиров, а также уменьшением размеров кресел и шага их установки. Они используются в самолётах, рассчитанных на малую и среднюю дальности полетов. Салоны бизнес-класса приобрели широкую популярность за рубежом в конце 70-х — начале 80-х гг. Авиакомпании стремятся привлечь «деловых» пассажиров предоставлением им достаточно высокого уровня комфорта и обслуживания, созданием условий для полноценного отдыха и работы во время полёта за меньшую по сравнению с салонами первого класса цену.

**классификация летательных аппаратов ФАИ.** В соответствии с спортивным кодексом *Международной авиационной федерации* летательные аппараты делятся на классы. Класс А — свободные аэростаты; имеет подклассы в зависимости от объёма и наполнителя (газ, смешанный газ, тёплый воздух). Класс В — дирижабли. Класс С — самолёты, гидросамолёты, самолёты-амфибии; подразделяется на подклассы в зависимости от взлётной массы. В каждом из подклассов класса С летательные аппараты делятся на 4 группы (по силовым установкам): с поршневым двигателем, турбовинтовым двигателем, турбореактивным двигателем, реактивным двигателем. Класс D — планеры, планеры с мотором. Класс E — винтокрылые летательные аппараты (вертолёты, конвертопланы, автожиры); подразделяется на подклассы в зависимости от взлётной массы. Класс F — модели летательных аппаратов (свободнолетающие, кордовые и радиоуправляемые модели, модели-копии), Класс G — парашюты. Класс H — летательные аппараты с реактивной подъёмной силой. Класс I — летательные аппараты с мускульным движителем; имеет подклассы: вертолёты, самолёты. Класс K — космические корабли. Класс L — летательные аппараты с предельной высотой полёта (на воздушной или магнитной подушке). Класс M — летательные аппараты с поворотом крыла или поворотом двигателя. Класс N — летательные аппараты короткого взлёта и посадки. Класс O — безмоторные летательные аппараты (дельтапланы), Класс P — воздушно-космические летательные аппараты. Класс R — сверхлёгкие самолёты (сухая масса не более 150 кг). Класс S — космические модели. Данная классификация летательных аппаратов, признанная Международной авиационной федерацией, является обязательной для всех спортивных состязаний и регистрации рекордов.

С. И. Харламов.

**классификация массы летательного аппарата** — объединение масс элементов летательного аппарата в группы и подгруппы по какому-либо устойчивому признаку с целью сравнения *весовых характеристик* летательного аппарата. В существующих **К. м.** таким признаком является функциональное назначение. **К. м.** летательного аппарата устанавливаются нормативно-

техническими документами, согласованными ведомством-изготовителем летательного аппарата и ведомством-заказчиком. Так, в России **К.м.** пассажирских самолётов установлена соответствующим отраслевым стандартом, содержащим перечень составляющих массы самолёта и элементов, входящих в эти составляющие. Принцип взаимосвязи основных составляющих массы пассажирских самолётов приведён на рис. Использование стандартизированной **К.м.** позволяет проводить анализ весовых характеристик летательного аппарата в сопоставимых условиях, повысить достоверность статистических данных о весовых характеристиках, способствуя повышению достоверности прогноза массы летательного аппарата при проведении весового расчёта летательного аппарата.

*Лит.:* Шейнин В. М., Козловский В. И., Весовое проектирование и эффективность пассажирских самолетов, 2 изд., М., 1984.

**классы самолётов и вертолетов.** Все гражданские самолёты и вертолёты в России группируют по классам в зависимости от их взлётной массы:

Класс	Взлетная масса, т	
	само лётов	верто лётов
Первы й	75 и более	20 и более
Второ й	30—75	10—20
Трети й	10—30	До 10
Четвёр тый	До 10	—

Отдельным воздушным судам гражданской авиации с учётом их скорости, рабочих высот, дальности полёта и характеристик бортового оборудования могут присваиваться повышенные классы.

**клеи в авиастроении.** По происхождению **К.** классифицируют на природные (животные, растительные, ископаемые) и синтетические, которые, в свою очередь, подразделяются на термопластичные и терморезистивные. В авиастроении применяются только синтетические **К.**

**Термопластичные К.** — многокомпонентные системы на основе термопластичных полимеров; выпускаются в виде растворов, порошков, прутков, плёнок. Клеевые швы, образуемые термопластичными **К.**, характеризуются невысокой прочностью, хладотекучестью, низкой теплостойкостью, в связи с чем эти **К.** не пригодны для склеивания несущих конструкций. В авиастроении они используются главным образом для приклеивания декоративно-облицовочных материалов, деталей интерьера самолёта, для склеивания пластмасс.

**Термореактивные К.** — многокомпонентные системы на основе термореактивных полимеров; выпускаются в виде растворов и эмульсий в органических растворителях, жидких и пастообразных композициях (не содержащих растворитель), плёнок и порошков. **К.** могут содержать различные наполнители (порошки металлов, мелкодисперсный асбест и т. п.). Наибольшее распространение нашли термореактивные **К.** на основе эпоксидных и фенольных смол, а также гетероароматических полимеров (полиимидов, полибензимидазолов и др.). Склеивание термореактивными **К.** осуществляется при обычной температуре (**К.** холодного отверждения) или при нагревании (**К.** горячего отверждения). Последние имеют более высокие прочностные характеристики, тепло-, водо-, тропико- и химическую стойкость, повышенную эластичность; такие **К.** называются конструкционными.

Сочетание клеевых соединений с механическим подкреплением болтами, заклёпками, сварными точками позволяет получать комбинированные соединения, обладающие комплексом свойств, присущих клеевым, и в то же время способные передавать сосредоточенные нагрузки. С помощью **К.** получают сотовые конструкции из металлов и неметаллических материалов (стекло-, угле-, органопластиков) и слоистые (2 слоя и более) металлические конструкции, позволяющие создавать авиационные конструкции с повышенной жёсткостью, несущей способностью, стойкостью к развитию усталостных трещин и при этом снижать их массу на 5—30%. Клеевые соединения — практически единственный эффективный метод соединения стекло-, угле-, органопластиков в авиационной технике.

В отечественной и зарубежной практике с применением **К.** изготавливают элементы механизации крыла (закрылки, тормозные щитки, спойлеры и др.), передние и задние панели крыла, киль, стабилизатор, рули управления, слоистые конструкции крыла и фюзеляжа. Кроме того, **К.** используются при отделке интерьера пассажирского салона самолётов. В широкофюзеляжных пассажирских и транспортных самолётах площадь силовых клеевых соединений достигает 3—5 тысяч м<sup>3</sup>, а вместе с несилевыми — 6—7 тысяч м<sup>3</sup>.

*Лит.:* Кардашов Д. А., Синтетические клеи, 3 изд., М., 1976; его же, Конструкционные клеи М., 1980; Крысин В. Н., Слоистые клеевые конструкции в самолетостроении, М.; 1980.

**климатические испытания авиационного оборудования** — проводятся с целью проверки работоспособности оборудования или состояния его элементов в процессе и (или) после воздействия на них климатических факторов. Последние подразделяются на факторы, существующие в любом полёте (изменение температуры, давления, влажности воздуха и, как следствие, образование на элементах оборудования конденсата, инея или льда), и факторы, зависящие от климатических условий предполагаемых мест базирования летательных аппаратов (мор, туман, пыль, песок, грибковая плесень и др.).

На некоторые элементы и виды оборудования может воздействовать солнечная радиация.

**К. и.** проводятся обычно в камерах с применением ускоренных методов, моделирующих в лабораторных условиях длительные процессы воздействия соответствующих факторов в натуральных условиях. Ускорение испытаний достигается повышением уровня воздействующих факторов (температуры, концентрации), количества циклов испытаний. Различный уровень факторов задаётся также в зависимости от того, для каких условий эксплуатации предназначается блок (агрегат) оборудования — в кондиционируемом или некондиционируемом отсеке, в закрытой полости или в непосредственном контакте с внешним воздухом.

Виды **К. и.**, которым должно подвергаться то или иное оборудование, зависят от предполагаемых условий эксплуатации и конструкции блоков (агрегатов) и обычно указываются в технических требованиях на оборудование. Задаваемые при испытаниях нормы воздействующих факторов и методики испытаний регламентируются нормативно-техническими документами.

**Климов** Владимир Яковлевич (1892—1962) — советский конструктор авиационных двигателей,

академик АН СССР (1953; член-корреспондент 1943), генерал-майор инженерно-авиационной службы (1944), дважды Герой Социалистического Труда (1940, 1957). Окончил Московское высшее техническое училище (1918). Начальник отдела авиационных двигателей Высшего совета народного хозяйства (1918—1924), председатель комиссий по закупке лицензий на иностранные двигатели Берлинского и Парижского торгпредств СССР (1924—1935). В 1920—1933 преподавал в Московском высшем техническом училище, Академии Воздушного Флота имени профессора Н. Е. Жуковского (ныне Военно-воздушная инженерная академия имени профессора Н. Е. Жуковского), Московском авиационном институте. С 1930 работал в авиационной промышленности. В 1931—1933 начальник отдела Центрального института авиационного моторостроения. С 1935 главный конструктор авиамоторного завода №26 в Рыбинске и (после эвакуации) в Уфе. В 1946 возглавил ОКБ в Ленинграде, одновременно в 1947—1956 руководил ОКБ-45 в Москве. С 1956 генеральный конструктор. Под руководством **К.** создан ряд авиационных двигателей для истребительной авиации и скоростных бомбардировщиков. Поршневые двигатели **К.** устанавливались на самолётах А. Н. Туполева, В. М. Петлякова, С. А. Лавочкина, А. С. Яковлева. В послевоенный период под руководством **К.** разработан ряд воздушно-реактивных двигателей для самолётов Лавочкина, А. И. Микояна, С. В. Ильюшина и А. Н. Туполева. Основные труды по исследованию внутреннего процесса и динамике авиационных двигателей, расчёту на прочность отдельных элементов двигателя. Имя **К.** носит научно-производственное объединение в Санкт-Петербурге (см. *Ленинградское научно-производственное объединение*). Депутат Верховного Совета СССР в 1946—1950 Государственная премия СССР (1941, 1943, 1946, 1949). Награждён 5 орденами Ленина, орденами Суворова 1-й и 2-й степени, Отечественной войны 1-й степени, Трудового Красного Знамени, медалями. Бронзовый бюст в Москве. См. ст. *ВК*. Портрет смотри на стр. 275.

*Лит.:* Пономарев А. Н., Советские авиационные конструкторы, 2 изд., М., 1980.

**В. Я. Климов.**

**«КЛМ»** (KLM, Koninklijke Luchtvaart Maatschappij NV) — национальные авиакомпания Нидерландов. Осуществляет перевозки в страны Европы, Америки, Азии, Африки, а также в Австралию. Основана в 1920, одна из старейших в мире. В 1989 перевезла 7,2 миллионов пассажиров, *пассажирооборот* 24,96 миллиардов пассажиро-км. Авиационный парк — 78 самолетов.

**Клубов** Александр Фёдорович (1918—1944) — советский лётчик, капитан, дважды Герой Советского Союза (1944, 1945, посмертно). В Красной Армии с 1939. Окончил Чугуевское военное авиационное училище (1940). Участник Великой Отечественной войны. В ходе войны был лётчиком-истребителем, командиром звена, командиром эскадрильи. Совершил 457 боевых вылетов, сбил лично 31 и в составе группы 19 самолётов противника. Погиб при катастрофе самолета на прифронтовом аэродроме. Награждён орденом Ленина, 2 орденами Красного Знамени, орденами Александра Невского, Отечественной войны 1-й степени, медалями. Бронзовый бюст в деревне Яруново Вологодской области.

**А. Ф. Клубов.**

**Кнудсена число** [по имени датского физика и океанографа М. Х. К. Кнудсена (M. H. Ch. Knudsen)] — безразмерный параметр **Kn**, равный отношению средней длины  $\{\{\lambda\}\}$  свободного пробега молекул газа к характерному линейному размеру  $L$  течения,  $\mathbf{Kn} = \{\{\lambda\}\}/L$ . **К. ч.** — основной критерий подобия в разреженных газах динамике, характеризующий степени влияния разреженности газа, соотношение между процессами взаимодействия молекул газа между собой и с обтекаемой поверхностью и режим течения (например, *свободномолекулярному течению* соответствует  $\mathbf{Kn} \{\{\rightarrow\infty\}\}$ , а течению сплошной среды —  $\mathbf{Kn} \{\{\rightarrow\}\}0$ ). Так как  $\{\{\lambda \approx \mu\}\}/\{\{\rho\}\}a$ , то  $\mathbf{Kn} \{\{\approx\}\} M/Re$  ( $\{\{\mu\}\}$  — динамическая вязкость,  $\{\{\rho\}\}$  — плотность,  $a$  — скорость звука,  $M$  и  $Re$  — соответственно *Маха число* и *Рейнольдса число*).

**Коандэ** (Coandă) Анри (1886—1972) — румынский учёный и конструктор, автор многих изобретений в различных областях техники. Авиацией увлёкся во время учёбы в артиллерийской школе. Переехал во Францию и в 1910 окончил Высшую школу авиации и механических конструкций в Париже. В том же году построил самолёт с оригинальной силовой установкой, в которой поршневой двигатель и приводимый им центробежный компрессор служили для образования реактивной воздушной струи, и продемонстрировал полёт на нём. Важной заслугой **К.** стало открытие им в 1910 явления «прилипания» струи газа к твёрдой поверхности, названной впоследствии «эффектом Коандэ» и используемого в *энергетической механизации крыла* (см. также статью *Струйное течение в аэро- и гидродинамике*, *Коандэ закрылок*). В 1911—1914 работал на английской фирме «Бристоль», где создал ряд самолётов, в том числе строившихся серийно. В 1915 вернулся во Францию. В 1919 создал первое транспортное средство на воздушной подушке. Последние годы жизни провёл в Румынии.

#### А. Коанде.

**Коандэ закрылок** — закрылок, сохраняющий постоянную кривизну верхней поверхности при его отклонении и обдуваемый струёй сжатого воздуха или реактивной струёй воздушно-реактивного двигателя (см. *Энергетическая механизация крыла* и рис. 1, г, ж к ней). **К. з.** предназначен для увеличения подъёмной силы крыла за счёт отклонения струи вследствие эффекта *А. Коандэ* (способность струи прилипнуть к твёрдой поверхности, на которую осуществляется выдув) и эффекта суперциркуляции. Термин «**К. з.**» используется в основном в зарубежной литературе.

**Ковалёв** Валентин Фёдорович (1914—1972) — советский лётчик-испытатель, заслуженный лётчик-испытатель СССР (1963), Герой Советского Союза (1960). Участник Великой Отечественной войны. Окончил 1-ю авиационную школу ГВФ (1937), школу лётчиков-испытателей (1949). С 1949 на испытательной работе. Проводил исследовательские полёты на реактивных пассажирских самолётах на специальных и критических режимах. Установил мировые рекорды скорости полёта на самолётах Ту-104А на 1000-км и 2000-км маршрутах без груза и с грузом. Награждён 2 орденами Ленина, орденами Красного Знамени, Красной Звезды, 2 орденами «Знак Почёта», медалями.

#### В. Ф. Ковалев.

**Кованько** Александр Матвеевич (1856—1919) — один из руководителей военного воздухоплавания в России, генерал-лейтенант (1913). Окончил Петербургское инженерное училище (1878). В 1884 назначен секретарём Комиссии по разработке вопросов применения воздухоплавания, голубиной почты и сторожевых вышек к военным целям. С 1885 командовал первой в русской армии воздухоплавательной частью. Организовал полёт Д. И. Менделеева на аэростате для наблюдения солнечного затмения в августе 1887. С 1890 командир учебного воздухоплавательного парка (в 1910 преобразован в Офицерскую воздухоплавательную школу), в котором прошли подготовку первые русские лётчики. С 1898 член воздухоплавательной комиссии Международного метеорологического комитета. Добился производства отечественных аэростатов и дирижаблей и предложил несколько своих конструкций, в русско-японскую войну 1904—1905 командовал 1-м Сибирским воздухоплавательным батальоном, организовал боевое применение привязных аэростатов для корректирования артиллерийского огня и наблюдения за противником.

#### А. М. Кованько.

**Ковзан** Борис Иванович (1922—1985) — советский лётчик, полковник, Герой Советского Союза (1943). В Советской Армии с 1939. Окончил Одесское военное авиационное училище (1941), Военно-воздушную академию (1954; ныне имени Ю. А. Гагарина), участник Великой Отечественной войны. В ходе войны был лётчиком-истребителем, командиром звена, заместителем командира авиаполка. Совершил 360 боевых вылетов, сбил 28 самолётов противника, единственный в мире лётчик, совершивший 4 воздушных тарана (в 1941—1942). Во время выполнения 4-го тарана был тяжело ранен, лишился глаза. Снова вернулся в

истребительную авиацию, сбил ещё 6 самолётов. После войны на командных должностях в Военно-воздушных силах (до 1958). Награждён 2 орденами Ленина, орденами Красного Знамени, Отечественной войны 1-й степени; Красной Звезды, медалями.

*Лит.:* Шипуля Л., Четыре тарана в небе, Минск; 1982.

**Б. И. Ковзан.**

**Кожедуб** Иван Никитович (1920—1991) — советский лётчик, маршал авиации (1985), трижды Герой Советского Союза (дважды 1944, 1945). В Советской Армии с 1940. Окончил Чугуевское военное авиационное училище лётчиков (1941), Военно-воздушную академию (1949; ныне имени Ю. А. Гагарина), Высшую военную академию (1956). Участник Великой Отечественной войны. В ходе войны был лётчиком-инструктором в Чугуевском училище, с марта 1943 — старшим лётчиком, командиром звена, командиром эскадрильи, заместителем командира истребительного авиаполка. Совершил 330 боевых вылетов, сбил 62 самолёта противника (в том числе 1 реактивный). После войны на ответственных должностях в Военно-воздушных силах. В 1964—1971 1-й заместитель командующего авиацией Московского военного округа, с 1971 на руководящей работе в центральном аппарате Военно-воздушных сил, с 1978 в группе генеральных инспекторов МО СССР. Депутат Верховного Совета СССР в 1946—1962. Награждён 2 орденами Ленина, 7 орденами Красного Знамени, орденами Александра Невского, 2 орденами Отечественной войны 1-й степени, 2 орденами Красной Звезды, орденом «За службу Родине в Вооружённых Силах СССР» 3-й степени, медалями. Бронзовый бюст в селе Ображиевка Сумской области.

*Соч.:* Служу Родине, М., 1950; Верность Отчизне, М., 1975.

*Лит.:* Денисов Н., И. Кожедуб, трижды герой, в кн.: Молодые герои Великой Отечественной войны. М., 1970.

**И. Н. Кожедуб.**

**«КОЗЁЛ»** — см. в статье *Посадка*.

**Козлов** Иван Фролович (1895 — 1973) — советский лётчик-испытатель. В 1915 призван в армию, служил мотористом на Балтийском флоте в отряде морских самолётов. Участник Гражданской войны. Окончил 1-ю Московскую авиационную школу (1922), работал лётчиком-инструктором Качинской военной авиационной школы лётчиков (1923—1924), лётчиком-испытателем в научно-исследовательском институте Военно-воздушных сил (1925—1931), затем лётчиком-испытателем и начальником лётной части Центрального аэрогидродинамического института (1931—1941), начальником ЛИС авиационных заводов (1941—1953). Освоил 70 типов самолётов, среди них 20 опытных. Награждён орденами Ленина, Трудового Красного Знамени, 2 орденами Красной Звезды, медалями.

**И. Ф. Козлов.**

**Козлов** Михаил Васильевич (1928—1973) — советский лётчик-испытатель, полковник, заслуженный лётчик-испытатель СССР (1972), Герой Советского Союза (1966). В Советской Армии с 1946. Окончил Тамбовское военное авиационное училище лётчиков (1947), Кировоградское военное авиационное училище лётчиков (1951), школу лётчиков-испытателей (1957), Московский авиационный институт (1966). С 1957 на испытательной работе в ОКБ А. Н. Туполева, с 1970 начальник лётной службы ОКБ. Участвовал в доводке опытных самолётов, проводил исследовательские полёты на специальных и критических режимах, участвовал в заводских и государственных испытаниях первого в мире сверхзвукового пассажирского самолёта Ту-144. Летал на самолётах и вертолётах 50 типов. Погиб при выполнении демонстрационного полёта самолёта Ту-144 в Париже. Награждён орденами Ленина, Октябрьской Революции, 2 орденами Красной Звезды, орденом «За службу Родине в Вооружённых Силах СССР» 2-й и 3-й

степени.

### М. В. Козлов.

**Кознов** Анатолий Андреевич (1927—1964) — советский лётчик-испытатель, подполковник. Закончил спецшколу Военно-воздушных сил (1945), Борисоглебское авиационное училище (1949; до 1955 лётчик-инструктор там же), школу лётчиков-испытателей, по окончании которой в 1957 назначен в КБ П. О. Сухого. За время работы в КБ провёл более 400 испытательных полётов на опытных, экспериментальных и серийных самолётах 23 типов, среди которых Су-11, Су-7, Су-7Б, Су-7БМ, Су-7БКЛ (колёсно-лыжный вариант) и др. Установил абсолютный мировой рекорд скорости — 2337 км/ч на 500-км замкнутом маршруте на самолёте Т-431 с турбореактивным двигателем (1962). Погиб при испытании самолёта. Награждён медалями.

### А. А. Кознов.

**кок** — вспомогательная конструкция летательного аппарата обычно в виде конусообразного *обтекателя*. Устанавливается на законцовках хвостовой части фюзеляжа, мотогондолы или на передней части оси воздушного винта летательного аппарата для уменьшения аэродинамического сопротивления. Габариты **К.** определяются размерами закрываемого оборудования и обводами ответной части летательного аппарата. **К.**, как правило, выполняется в виде единой штампованной или «давленной» детали из листового алюминия.

**Коккинаки** Владимир Константинович (1904—1985) — советский лётчик-испытатель, генерал-майор авиации (1943), заслуженный лётчик-испытатель СССР (1959), заслуженный мастер спорта СССР (1959), дважды Герой Советского Союза (1938, 1957). В Советской Армии с 1925. Окончил Борисоглебскую лётную школу (1930). Служил в Военно-воздушных силах. В 1935—1965 работал лётчиком-испытателем в ОКБ С. В. Ильюшина. Совершил *перелёты*: Москва — Севастополь — Свердловск — Москва, 1937; Москва — Спасск-Дальний (совместно с А. М. Бряндинским), 1938; Москва — о. Мискоу (Миску) в США (совместно с М. Х. Гордиенко), 1939. Им установлено 14 мировых рекордов высоты и скорости полёта, проведены заводские испытания штурмовиков Ил-2, Ил-10, бомбардировщика Ил-4. В годы Великой Отечественной войны совмещал работу лётчика-испытателя, начальника Главной инспекции Наркомата авиационной промышленности и руководителя ЛИС. В послевоенный период испытывал военные и гражданские самолёты (в том числе Ил-12, Ил-14, Ил-18, Ил-62). Летал на самолётах 62 типов. С 1961 вице-президент, с 1967 президент, а с декабря 1968 почётный президент Международной авиационной федерации. Золотая авиационная медаль Международной авиационной федерации, ожерелье «Роза ветров» с бриллиантами. Депутат Верховного Совета СССР в 1937-1950. Ленинская премия (1960). Награждён 6 орденами Ленина, орденом Октябрьской Революции, 3 орденами Красного Знамени, орденами Отечественной войны 1-й и 2-й степени, 4 орденами Красной Звезды, медалями. Бронзовый бюст в Новороссийске.

Лит.: [Водопьянов М. В.](#), Небо начинается с земли, М., 1976.

### В. К. Коккинаки.

**Коккинаки** Константин Константинович (р. 1910) — советский лётчик-испытатель, полковник, заслуженный лётчик-испытатель СССР (1963). Герой Советского Союза (1964), Брат *В. К. Коккинаки*. Окончил Сталинградскую военную авиационную школу (1932). работал лётчиком-испытателем на заводе №1 имени Авиахима и в ОКБ А. И. Микояна. Участник Великой Отечественной войны. Был командиром истребительного авиаполка особого назначения (после гибели *С. П. Супруна*), сформированного из лётчиков-испытателей. Проводил испытания серийных самолётов МиГ на заводе №30 (1942—1950). С 1951 в ОКБ А. И. Микояна, где проводил летные испытания многих дозвуковых и сверхзвуковых истребителей, в том числе летные исследования первых опытных образцов турбореактивных двигателей с осевым компрессором на экспериментальном самолёте СМ-1. Установил абсолютный мировой рекорд скорости полёта по

замкнутому маршруту 100 км на самолете Е-66 — 2148,66 км/ч (1960). Медаль А. де Лаво. Награждён 3 орденами Ленина, 2 орденами Красного Знамени, 3 орденами Отечественной войны 1-й степени, 2 орденами Красной Звезды, орденом Дружбы народов, медалями, иностранным орденом.

**К. К. Коккинаки.**

**Колдунов** Александр Иванович (р. 1923) — советский военачальник, Главный маршал авиации (1984), дважды Герой Советского Союза (1944, 1948). В Советской Армии с 1941, Окончил Качинскую военную авиационную школу лётчиков имени А. Ф. Мясникова (1943), Военно-воздушную академию (1952; ныне имени Ю. А. Гагарина), Военную академию Генштаба Вооруженных Сил СССР (1960). Участник Великой Отечественной войны. С мая 1943 летчик-истребитель, командир звена, командир эскадрильи. Совершил 358 боевых вылетов, сбил 46 самолётов противника. После войны на ответственных должностях в Военно-воздушных силах и Войсках противовоздушной обороны. В 1970—1975 командующий войсками Московского округа противовоздушной обороны, с 1975 1-й заместитель, в 1978—1987 главнокомандующий Войсками противовоздушной обороны страны. Депутат Верховного Совета СССР в 1974—1989. Ленинская премия (1984). Награждён 3 орденами Ленина, 6 орденами Красного Знамени, орденами Александра Невского, 2 орденами Отечественной войны 1-й степени, орденами Красной Звезды, «За службу Родине в Вооружённых Силах СССР» 3-й степени, медалями, а также иностранными орденами. Бронзовый бюст в деревне Мошиново Смоленской области.

**А. И. Колдунов.**

**колеоптер** (от греческого kole{{ó}}s — ножны и pt{{é}}gon — крыло) — см. в статье *Кольцеплан*.

**колеса шасси** — служат для перемещения и руления при взлёте и посадке летательного аппарата. Применяются нетормозные (на передних стойках, хвостовых и подкрыльевых опорах; см. рис.) и тормозные **К. ш.**, которые могут иметь колодочные, камерные, ленточные, дисковые тормоза (см. *Тормоза самолёта*).

Основные элементы — литой или штампованный барабан с двумя ребордами и пневматик. В корпус барабана запрессовываются радиально-упорные подшипники и устанавливаются тормоза. Для уплотнения внутренней полости барабана служат сальники и защитные крышки. На барабане монтируются камерные или бескамерные пневматики. Бескамерный пневматик состоит из каркаса, колец жёсткости, брекера (слоя резины) и протектора. Камерный пневматик, кроме того, имеет камеру с вентилем и подпятником. Многослойный каркас пневматика изготавливается из капронового корда. Для жёсткости в борт пневматика заделывается металлическое кольцо.

В зависимости от посадочной скорости летательного аппарата и требований к его проходимости различают пневматики сверхнизкого (250—350 кПа, посадочная скорость до 200 км/ч); низкого (350—650 кПа, скорость до 250 км/ч); высокого (650—1000 кПа, скорость до 300 км/ч) и сверхвысокого (более 1000 кПа, скорость более 300 км/ч) давления. Поверхность пневматиков выполняется рельефной. Рисунок обеспечивает устойчивость движений колеса и увеличивает сцепление с грунтом. Обычно температура в зоне контакта пневматика с колесом не превышает 125{{°}}С, в зоне тормозного пакета не должна превышать 450—500{{°}}С, в то время как температура на поверхности фрикционных элементов может превышать 1000{{°}}С. Такой жёсткий тепловой режим требует принудительной воздушной вентиляции, замкнутой системы жидкостного охлаждения или системы охлаждения испарительного типа (смесь воды со спиртом) для боевых самолётов. Время остывания колеса и тормоза (иногда 3—4 ч) накладывает ограничения на эксплуатационный режим самолёта (например, не более 4 посадок за 10 ч работы).

*Лит.:* Шульженко М. Н., Конструкция самолетов, 3 изд., М., 1971; Зверев И. И., Коконин С. С., Проектирование авиационных колес и тормозных систем, М., 1973

*Ю. В. Макаров.*

Нетормозное колесо: 1 — втулка; 2 — вентиль; 3 — съёмная реборда; 4 — подшипник; 5 — сальник; 6 — камера; 7 — крышка.

**Колесов** Пётр Алексеевич (р. 1915) — советский конструктор авиационных двигателей, профессор (1976), доктор технических наук (1971). После окончания Московского авиационного института (1941) работал в ОКБ *В. А. Добрынина*. В 1960—1984 главный конструктор Рыбинского КБ моторостроения. Под руководством **К.** создан ряд турбореактивных двигателей для самолётов А. Н. Туполева, А. А. Туполева, П. О. Сухого, А. И. Микояна, А. С. Яковлева, Государственная премия СССР (1951, 1971, 1979). Награждён 2 орденами Ленина, орденами Октябрьской Революции, Трудового Красного Знамени, медалями.

**П. А. Колесов.**

**колея шасси** — расстояние между центрами контактов колёс, лыж или поплавков основной опоры шасси с поверхностью земли, палубы корабля или воды при стоянке летательного аппарата.

**количества движения теорема** — то же, что *импульсов теорема*.

**количества движения уравнения в аэро- и гидродинамике** — фундаментальная система уравнений, выражающая в интегральной или дифференциальной форме закон сохранения импульсов.

**Интегральная форма К. д. у.** (см. *Сохранения законы*) используется обычно при эйлеровом подходе к решению задачи и применяется к некоторому объёму жидкости, ограниченному так называемой контрольной поверхностью. При удачном выборе контрольной поверхности удаётся получить важные для практики результаты (например, интегральные характеристики обтекаемого тела), используя информацию на границе контрольной поверхности без определения поля течения в целом. Для установившегося течения интегральную форму **К. д. у.** называют также *импульсов теоремой*. Интегральная форма **К. д. у.**, применённая к конечному объёму в соответствии с заданным набором точек, используется при получении конечно-разностных схем для численного интегрирования **К. д. у.**, записанных в дифференциальной форме.

**Дифференциальная форма К. д. у.** зависит от подхода к исследованию движения сплошной среды и её модели. При эйлеровом и лагранжевом подходах к изучению течения *идеальной жидкости* **К. д. у.** представляют собой *Эйлера уравнения* и *Лагранжа уравнения*. При эйлеровом подходе к изучению течения вязкой жидкости в общем случае **К. д. у.** имеют вид *Навье — Стокса уравнений*, из которых как предельные случаи движения при малых и больших *Револьдса числах* следуют более простые уравнения Стокса — Осена и уравнения Прандтля (см. *Пограничный слой*).

**КОЛЛАПС** (от латинского *collapsus* — ослабевший, упавший) — острая сосудистая недостаточность, развивающаяся в результате падения сосудистого тонуса и уменьшения объёма циркулирующей крови. Уменьшение притока венозной крови к сердцу приводит к падению артериального и венозного давлений, нарушениям кровоснабжения тканей и обмена веществ. Развивающаяся при этом *гипоксия* угнетает жизненно важные функции организма. В авиационной практике **К.** может наступить вследствие острого недостатка кислорода, больших перегрузок, резких изменений позы, чрезмерного физического напряжения, травм. Признаки **К.**: при сохранении сознания резкая слабость, безучастность, головокружение, ослабление зрения, шум в ушах, жажда, бледность, снижение температуры кожи, поверхностное учащенное дыхание (без жалоб на удушье), пульс обычно частый (реже замедленный) слабого наполнения, иногда аритмичный, глухость сердечных тонов, на ЭКГ — признаки недостаточности коронарного кровообращения.

**КОЛЛЕКТОР** **аэродинамической трубы** — см. в статье *Конфузор*.

**«КОЛОКОЛ»** — *фигура пилотажа*, выполняемая в вертикальной плоскости: в начале траектория полета летательного аппарата искривляется вверх с последующим крутым набором высоты до полной потери скорости; фигура заканчивается падением летательного аппарата с поворотом корпуса в ту или в другую сторону (см. рис.) и с переходом в крутое пикирование. Вывод

летательного аппарата из пикирования осуществляется обычным способом. «К.» небезопасен, так как может привести к остановке двигателя, к срыву в штопор; выполняется только в соревнованиях по высшему пилотажу.

### Два способа выполнения колокола.

**колонка штурвальная** — один из рычагов управления для отклонения рулей высоты (см. *Рули управления*) и элеронов (рис. 1). **К. ш.** устанавливаются на тяжёлых самолётах. В кабине экипажа обычно находятся две жёстко связанные между собой **К. ш.** — перед командиром воздушного судна и вторым пилотом; они крепятся шарнирно к полу кабины. **К. ш.** могут также размещаться за приборной доской и приводиться в действие при помощи штурвала, укрепленного на валу, который проходит через приборную доску. По принятым в мировой практике правилам при движении **К. ш.** «на себя» нос самолёта должен подниматься, при повороте штурвала по часовой стрелке самолёт должен крениться вправо.

Форма и размер **К. ш.** зависят от компоновки кабины экипажа, приборной доски и наличия в системах управления гидроусилителей. На первых самолётах, например, на «Русском витязе», устанавливались круглые штурвалы (рис. 2). В дальнейшем для обеспечения лучшего обзора приборов от штурвалов круглой формы отказались. Впервые **К. ш.** была установлена на самолёте «Гаккель-III». Штурвал был установлен на колонке горизонтально.

См. статью *Штурвальное управление*.

Рис. 1. Колонка штурвальная; 1 — колонка; 2 — штурвал; 3 — переключатель «Совмещённое управление»; 4 — переключатель «Уход на второй круг»; 5 — переключатель «Аварийное управление механизмом перестановки стабилизатора»; 6 — переключатель «Отключение автопилота»; 7 — переключатель «Управление механизмом перестановки стабилизатора»; 8 — переключатель «Радио»; 9 — рычаг управления элеронами; 10 — кронштейн крепления колонки; 11 — рычаг управления рулями высоты; 12 — горизонтальный вал связи двух колонок.

Рис. 2. Штурвальное управление самолёта «Русский витязь».

**Колошенко** Василий Петрович (р. 1922) — советский лётчик-испытатель, заслуженный лётчик-испытатель СССР (1972), мастер спорта международного класса (1971), Герой Советского Союза (1971). Окончил Тамбовскую военную школу лётчиков (1943). Работал инструктором. В 1953—1960 в полярной авиации (работал на ледовой разведке, проводке морских судов, участвовал в антарктических экспедициях). В 1960—1980 лётчик-испытатель ОКБ имени М. Л. Миля. В 1966 К. на вертолёте — Ми-6 тушил лесные пожары во Франции, где ему присвоено звание «Почётный пожарник Парижа». Установил 15 мировых рекордов на вертолётах по грузоподъёмности, скорости и высоте. Награждён орденами Ленина, Красной Звезды, медалями.

### В. П. Колошенко.

**кольцеплан** — летательный аппарат с крылом, имеющим при виде спереди правильную кольцевую форму. В схеме летательного аппарата, предложенной в СССР в 1942 (см. рис.), внутренняя полость кольцевого крыла обдувается воздушной струёй, отбрасываемой двумя соосными винтами противоположного вращения, расположенными на входе в крыло. Хвостовое оперение в конце короткого фюзеляжа и элероны, установленные на двух профилированных пилонах, крепящих кольцевое крыло к фюзеляжу, находятся в зоне интенсивного обдува струёй от винтов, что повышает их эффективность. Эта аэродинамическая схема имеет некоторые особенности. Например, на закритических углах атаки срыв потока будет происходить без нарушения симметрии обтекания и, следовательно, **К.** будет неспособен к *авторотации*. В 1959 во Франции фирмой СНЕКМА был построен экспериментальный летательный аппарат с кольцевым крылом (самолёт вертикального взлёта и посадки с турбореактивным двигателем), получивший название **колеоптер**, и проведены его испытания в вертикально подвешенном состоянии.

Проект кольцеplans (воздушные винты не показаны).

**кольчугалюминий** — см. в статье *Алюминиевые сплавы*.

**командно-диспетчерский пункт** (КДП) — сооружение на территории аэропорта или аэродрома, из которого осуществляются централизованное управление воздушным движением (УВД) в районе аэродрома (при подходе), в зоне взлёта и посадки и контроль за воздушным движением в пределах установленных границ в районе диспетчерской службы и в зоне местных воздушных линий. Из КДП осуществляется управление движением летательных аппаратов и спецавтотранспорта по аэродрому. В КДП производятся оформление предполётной и послеполётной документации, предполётная подготовка экипажей, подготовка и планирование полётов. Здесь собирается и обрабатывается метеоинформация, которая передаётся командному, лётному и диспетчерскому составу. Из КДП осуществляются дистанционное управление и контроль за радиотехническим и светосигнальным оборудованием аэродрома.

В КДП размещаются следующие диспетчерские пункты: районный центр Единой системы управления воздушным движением или районный диспетчерский пункт, местный диспетчерский пункт, диспетчерский пункт подхода или главный диспетчерский пункт подхода, вспомогательный диспетчерский пункт круга, диспетчерский пункт системы посадки, диспетчерский пункт руления, стартовый диспетчерский пункт, аэродромный диспетчерский пункт, производственно-диспетчерская служба предприятия. В зависимости от максимального числа летательных аппаратов, обслуживаемых в 1 ч (в том числе взлётов и посадок на аэродроме) и пролетающих через зону района диспетчерской службы, КДП подразделяются на 6 разрядов (КДП-I, КДП-II, КДП-III и т. д.). КДП строятся с вышкой, фонарь которой обеспечивает обзор аэродрома и воздушной зоны в пределах, установленных для диспетчеров стартового пункта и пункта руления.

*А. П. Журавлёв.*

**комбинированный двигатель** — *двигатель авиационный*, в котором сочетаются элементы двигателей различных схем с целью улучшения его характеристик в широком диапазоне условий полёта и режимов работы. Исходными для образования **К. д.** могут служить двигатели, работающие по циклам:  $p = \text{const}$  (Брайтона, ракетный),  $V = \text{const}$ , смешанному (периодического сгорания), циклам поршневых двигателей, двигателей внешнего сгорания и др. (см. *Цикл двигателя термодинамический*). Можно выделить две основные группы **К. д.**: 1) двигатели комбинированных циклов, сочетающие циклы различных исходных двигателей в пределах тракта с обменом энергией между составляющими циклы процессами; 2) двигатели, в которых используются общие элементы для реализации различных циклов в разных условиях (режимах полёта и режимах работы).

К первой группе относятся: *турбопрямоточный двигатель* эжекционного типа с передачей части энергии продуктов сгорания воздуху, поступающему в прямоточный контур; *турбовинтовой двигатель* (ТВД), в котором часть свободной энергии цикла расходуется на привод винта; *турбореактивный двухконтурный двигатель* (ТРДД), в котором часть свободной энергии цикла расходуется на сжатие воздуха, поступающего в вентиляторный контур; *ракетно-турбинный двигатель* (РТД), в котором часть энергии продуктов сгорания передаётся воздуху, сжимаемому компрессором, и др. Рабочий цикл всех **К. д.** можно разделить на два подцикла: генераторный, служащий для выработки энергии, передаваемой рабочему телу, участвующему в основном цикле, и основной, в котором подведённая энергия превращается в работу двигателя или (и) *движителя*. В общем случае энергия генераторного цикла может быть передана основному циклу в любой форме (в виде механической работы, теплоты). Термодинамическая эффективность **К. д.** первой группы определяется увеличенной по сравнению с двигателями исходных типов разностью температур источника энергии и холодильника в обоих циклах и увеличением суммарной степени повышения давления в цикле. Поэтому, например, в РТД, благодаря повышению давления в генераторном цикле и росту термического коэффициента полезного действия  $\eta$  по сравнению с соответствующими значениями тех же величин в *турбореактивном двигателе*, можно уменьшить

габаритные размеры и массу, а благодаря увеличению полётного коэффициента полезного действия по сравнению с коэффициентом полезного действия *ракетного двигателя* — повысить полный коэффициент полезного действия (см. *Коэффициент полезного действия реактивного двигателя*). По способам передачи энергии от генераторного цикла основному различают: **К. д.** с отбором механической работы, но без отбора теплоты, то есть без смешения рабочих тел, участвующих в циклах, и без теплопередачи от генераторного цикла основному (турбореактивный двухконтурный двигатель, турбореактивный двухконтурный двигатель с форсажом во II контуре, РТД вентиляторного типа, РТД с отдельными газогенераторным и основным контурами и т. д.); **К. д.** с отбором теплоты, но без отбора механической энергии от генераторного цикла к основному, то есть двигатели замкнутых схем с теплообменом между генераторным и основным циклами (атомный ТРД, двигатель внешнего сгорания с регенерацией теплоты и др.); **К. д.** с отбором механической работы и тепловой энергии от генераторного цикла для основного, то есть со смешением рабочих тел, участвующих в циклах, либо **К. д.** без смешения потоков, но с передачей механической работы и теплоты от генераторного цикла основному через турбокомпрессор и теплообменник или в процессе смешения (турбореактивный двухконтурный двигатель с форсажной камерой со смешением потоков, РТД со смешением потоков, РТД «пароводородной» схемы с приводом турбины от газифицированного и подогретого водорода, водородные РТД с ожижением части воздуха за компрессором, ракетно-прямоточные двигатели различных типов и т. д.). Оптимальное значение передаваемой энергии от генераторного цикла основному и способ её передачи (в виде теплоты или механической работы) для достижения максимальной экономичности этих типов **К. д.** в общем случае зависят от значения свободной энергии генераторного цикла, режима полёта и коэффициента полезного действия элементов.

Ко второй группе **К. д.** можно отнести обычные турбопрямоточные двигатели, в которых затурбинная камера сгорания на турбокомпрессорном режиме играет роль форсажной камеры с дожиганием топлива в цикле турбореактивного двигателя с форсажной камерой или турбореактивного двухконтурного двигателя с форсажной камерой, а на прямоточном режиме служит камерой сгорания бескомпрессорного прямоточного воздушно-реактивного двигателя (прямоточный воздушно-реактивный двигатель). К этой группе также относятся так называемые интегральные прямоточные воздушно-реактивные двигатели, в которых камера сгорания в одном диапазоне режимов полёта работает как камера сгорания ракетного двигателя твёрдого топлива, а в другом (после выгорания твёрдого топлива) — как камера сгорания прямоточного воздушно-реактивного двигателя. Основные особенности параметров и характеристик **К. д.** этой группы обусловлены особенностями рабочего процесса двигателей исходных циклов в соответствующих условиях полёта, а также условиями перехода с одного режима на другой. Преимущества **К. д.** этой группы — возможность уменьшения габаритных размеров и массы по сравнению с соответствующими параметрами смешанной двигательной установки, состоящей из устанавливаемых на летательном аппарате двигателей двух типов, реализующих исходные циклы.

*Р. И. Курзинер.*

**Комендантов** Георгий Леонидович (1910—1985) — один из основоположников авиационной медицины в СССР, профессор (1965), доктор медицинских наук (1963), полковник медицинской службы. Окончил Ленинградский медицинский институт (1931). Ученик *Л. А. Орбели*. Участник Великой Отечественной войны. С 1960 заведующий кафедрой авиационной медицины Центрального института усовершенствования врачей. Автор более 200 научных работ, посвящённых вопросам влияния ускорений на организм лётчика, пространственной ориентировки лётчика в полёте, спасения членов экипажа в аварийных условиях и пр., более 30 учебных пособий для авиационных врачей. Государственная премия СССР (1952). Награждён орденами Красного Знамени, Красной Звезды, медалями.

**Г. Л. Комендантов.**

**коммерческая нагрузка** — см. в статье *Нагрузка*.

**коммерческие права** — см. в статье «Свободы воздуха».

**коммерческие соглашения** — договоры между *авиапредприятиями транспортными* различных стран, заключаемые на основании соглашений о воздушном сообщении между этими странами. Регулируют взаимоотношения авиапредприятий по техническим и коммерческим вопросам организации и обеспечения полётов воздушных судов и перевозок пассажиров, грузов и почты.

Различают три группы **К. с.**: 1) соглашения, предусматривающие все виды технического и коммерческого обслуживания воздушных судов, в том числе заправку топливом, а также порядок взаимоотношения с агентами перевозчика, размеры комиссионных сборов и платы за обслуживание, порядок расчётов и т. д.; 2) соглашения, регулирующие порядок эксплуатации воздушных линий авиапредприятиями и распределение между сторонами расходов и доходов по эксплуатации. При совместной эксплуатации расходы и доходы между сторонами распределяются на согласованных между ними условиях; при эксплуатации в пуле — каждая из сторон несёт эксплуатационные расходы самостоятельно, а полученные доходы вносятся в пул по согласованным средним доходным (пульным) ставкам и затем распределяются между сторонами; 3) соглашения, предусматривающие другие формы сотрудничества: обмен экипажами, совместно использование запасных частей к самолётам, тренажёров, ремонтных баз.

**коммерческий акт** — документ, удостоверяющий обстоятельства, которые могут служить основанием для *ответственности имущественной* перевозчика, пассажиров, отправителей и получателей груза. Составляется в аэропорту назначения при выдаче багажа или груза; при обнаружении неисправностей при перевозке **К. а.** может быть составлен также в аэропорту отправления или в промежуточном аэропорту. **К. а.** составляется уполномоченными представителями перевозчика с участием получателя, если неисправность обнаружена в его присутствии, или с привлечением лица, обнаружившего неисправность груза или багажа. **К. а.** служит основанием для розыска багажа и груза или их владельцев, расследования причин и выявления виновников порчи, утраты и хищения багажа или груза, удовлетворения или отклонения претензий пассажиров, получателей к отправителей груза. При международных воздушных перевозках **К. а.** составляется в форме Акта о неисправностях при перевозке багажа — PIR (Property Irregularity Report) либо Акта о неисправностях при перевозке груза — CIR (Cargo Irregularity Report).

**компас авиационный** — навигационный прибор для измерения *курса* летательного аппарата. В авиации используют астрокомпасы (см. *Астронавигационные системы*), *гироскомпасы*, магнитные **К.**, *радиокомпасы*. В связи со значительными погрешностями измерений магнитные **К.** используют только как резервные.

**компенсатор взмаха** — то же, что *регулятор взмаха*.

**компенсация органов управления** — совокупность средств для уменьшения *шарнирных моментов*; смотри *Аэродинамическая компенсация, Весовая компенсация, Сервокомпенсация*.

**композиционные материалы** — материалы, состоящие из основы (матрицы) и наполнителя (введённых в неё компонентов с заданными свойствами) с сохранившимися границами раздела между ними. Свойства **К. м.** определяются совокупностью свойств и соотношением входящих в их состав компонентов, в результате чего **К. м.** могут обладать такими свойствами, которых не имеют компоненты, взятые в отдельности.

По характеру структуры и геометрической форме компонентов, входящих в состав **К. м.** они подразделяются на волокнистые, дисперсно-упрочнённые, слоистые и гибридные. Матрицей (связующим) и наполнителем (волокнами, частицами и др.) могут быть металлы и сплавы, полимеры, тугоплавкие элементы и соединения. Комбинируя содержание компонентов и их расположение в объёме, можно создавать **К. м.** с требуемыми механическими (в том числе фрикционными и антифрикционными), электрическими, магнитными, ядерными, химическими,

оптическими, теплозащитными и другими свойствами.

Из всех видов **К. м.** наибольшее распространение получили волокнистые **К. м.** радиотехнического, теплозащитного и особенно конструкционного назначения. При создании волокнистых **К. м.** применяются непрерывные и дискретные волокна, нитевидные кристаллы различных веществ и соединений (оксидов, карбидов, боридов, нитридов и др.): стеклянные, кварцевые, асбестовые, углеродные, борные, органические, а также металлические проволоки, отличающиеся высокими значениями прочности и модуля упругости. Армирующие наполнители используются в виде моноволокна и жгутов, нитей, тканей, проволоки, сетки, бумаг и других волокнистых материалов. Прочностные и деформативные характеристики волокнистых **К. м.** определяются свойствами упрочняющих волокон, их размерами, ориентацией и содержанием в материале. Свойствами матрицы определяются характеристики **К. м.** в направлениях, отличных от ориентации волокон, характер изменения свойств **К. м.** при воздействии температуры, атмосферных и других факторов, режимы получения и переработки **К. м.** в изделия.

Соотношение между компонентами в **К. м.** выбирается в зависимости от природы наполнителя и матрицы, структуры и назначения материала. Монолитность **К. м.** определяется взаимным соответствием компонентов (прочность, удлинение, коэффициент линейного расширения, термодинамическая совместимость и т. д.) и прочностью сцепления между ними, которая зависит от адгезии и полноты контакта фаз на границе раздела волокно — матрица. В целях повышения прочности сцепления по границе раздела и термической стабильности **К. м.** армирующий наполнитель подвергают физико-химической обработке (аппретирование, травление, активирование) или наносят разделительные покрытия (металлические, пироуглеродные, оксидные, карбидные и т. п.). Многие свойства **К. м.** могут быть рассчитаны по характеристикам компонентов, их соотношению и расположению в объёме материала с использованием теории механики составных сред.

Волокнистая форма наполнителя и различие в прочностных, деформативных и физических характеристиках волокон и матриц определяют существенную анизотропию свойств **К. м.** Наибольшая степени анизотропии присуща **К. м.** с параллельным (однаправленным) расположением волокон. У таких материалов прочностные и упругие характеристики в направлении ориентации волокон могут на 1—2 порядка отличаться от аналогичных характеристик в поперечном направлении. Регулирование степени анизотропии и свойств **К. м.** достигается перекрёстным расположением армирующих слоев, созданием структуры с пространственной схемой армирования. Расширение диапазона регулирования свойств **К. м.** обеспечивается созданием гибридных **К. м.**, содержащих волокна разной природы (например, углеродные и стеклянные), введением в межволоконное пространство нитевидных кристаллов и фольги между слоями волокон.

Уровень рабочих температур **К. м.** определяется в первую очередь природой матрицы, термостойкостью и термостабильностью её и границы раздела. В промышленности наибольшее распространение получили полимерные **К. м.** на основе модифицированных, эпоксидных, фенольных, имидных и кремнийорганических связующих в сочетании со стеклянными, углеродными и органическими волокнами (рабочие температуры 150—400{{°}}С) и металлические **К. м.** с матрицами на основе алюминиевых, магниевых, титановых и никелевых сплавов с борными, углеродными волокнами, стальной, вольфрамовой проволоками (рабочие температуры 300—1200{{°}}С). Рабочие температуры дисперсноупрочненных никелевых сплавов достигают 1300{{°}}С, а **К. м.** на основе карбидов, нитридов, а также углерод-углеродных **К. м.**, в которых углеродные волокна связаны коксом и пироуглеродом, — 1500—2200{{°}}С.

**К. м.** по комплексу характеристик (удельная прочность, удельный модуль упругости, усталостная и длительная прочность, деформационная теплостойкость, демпфирующая способность) превосходят традиционные конструкционные материалы. Полимерные **К. м.** наряду с конструкционными свойствами обладают рядом специальных свойств — радиотехнических,

теплозащитных, электротехнических, фрикционных и т. п.

При изготовлении деталей из **К. м.** материал и изделие формуется одновременно, при этом изделию сразу придают заданные геометрические размеры. Природа матрицы и тип армирующего наполнителя, конструкция и размеры деталей определяют выбор метода переработки **К. м.** в изделие, обеспечивающие совмещение волокон и матрицы, ориентацию волокон, уплотнение материала и его отвердевание. Технология изготовления деталей из волокнистых **К. м.** включает следующие основные операции: подготовка армирующего наполнителя, совмещение наполнителя с матрицей (получение полуфабрикатов — препрегов), сборка и ориентация слоев наполнителя по форме детали, уплотнение и термообработка, механическая обработка.

Подготовка армирующего наполнителя включает операции, направленные на подготовку поверхности волокон к совмещению и последующему взаимодействию с матрицами. Среди них: аппретирование и подшлифовка — нанесение на поверхность минеральных и металлических волокон кремнийорганических и других соединений, обеспечивающее их гидрофобность и химическое взаимодействие с полимерной матрицей; активирование поверхности — обработка борных, углеродных и металлических волокон в жидких и газообразных окислителях, приводящая к окислению и стравливанию поверхностного слоя.

Совмещение армирующего наполнителя с матрицей производится в зависимости от природы матрицы различными способами: нанесением раствора или расплава при прохождении волокна через жидкое связующее, плазменным напылением, пропиткой под вакуумом или давлением, дублированием с фольгой или плёнкой (матрицей) при прокатке. Для улучшения проникновения матрицы в межволоконное пространство применяют принудительную пропитку, например, с помощью роликов или ультразвука.

Способ сборки и ориентации армирующего наполнителя определяется геометрией деталей и формой армирующего наполнителя или препрега. При использовании тканей, сеток, широких лент применяют ручную выкладку слоев, предварительно раскроенных по шаблонам. Для ориентации армирующего наполнителя в плоских деталях и деталях однозначной кривизны используют специальные выкладочные машины-автоматы с программным управлением. Для деталей, имеющих форму тел вращения или близкую к ним, широко применяется метод намотки, которая производится на многокоординатных станках с программным управлением. Ориентация волокон в профилях различных сечений осуществляется методом протяжки.

Уплотнение материала, обеспечивающее его монолитность и заданное соотношение компонентов, осуществляется при его нагревании в специальной оснастке на гидравлических прессах, автоклавах, гидроклавах, литьевых машинах при давлении от 0,09 до 50 МПа. Для достижения температуры, необходимой для размягчения и сварки металлических **К. м.** или отверждения полимерных **К. м.**, наряду с традиционными методами применяются нагрев токами высокой частоты, инфракрасный нагрев и нагрев пропусканием электрического тока через токопроводящие волокна **К. м.**

Механическая обработка **К. м.** производится алмазным и твердосплавным режущим инструментом при больших скоростях резания и малых подачах. При этом учитывают их особенности: низкую сдвиговую прочность, высокую твердость и абразивное действие ряда волокон (борных, стеклянных), низкую теплопроводность **К. м.** с органическими волокнами. Собирают конструкции из **К. м.** обычными методами (сваркой, пайкой, клёпкой). При сборке конструкций из полимерных **К. м.** наряду с клёпкой и установкой болтов широко применяется склеивание. Контроль качества конструкций, изготовленных из **К. м.**, производится неразрушающими методами, позволяющими обнаружить такие дефекты, как искривления, разориентация и повреждение волокон (рентгеновский метод), расслоение, непроклеи, раковины (импедансный, ультразвуковой), трещины (люминесцентный).

**К. м.** широко используют в авиационно-космической промышленности. Их применяют при

изготовлении самолётов и вертолётот, искусственных спутников Земли, ракет-носителей и др. Эффективное направление применения **К. м.** — использование их в обшивках и обечайках монолитных и трёхслойных конструкций, ёмкостях высокого давления, стержнях и балках. Удельная прочность таких конструкций в 1,5—2 раза выше, чем у аналогов из алюминиевых сплавов. Широкое применение в планёре летательного аппарата деталей и агрегатов из **К. м.** — одно из основных направлений повышения весовой эффективности новой авиационной техники. Использование **К. м.** в конструкциях средненагруженных деталей (поверхности управления, створки люков, антенные обтекатели, полы, перегородки салонов) , а также в конструкциях агрегатов (например, стабилизатора, крыла, отсеков фюзеляжа) позволяет не только снизить (на 10—15% и более, см. рис.) массу деталей и агрегатов, но и повысить надёжность их работы. Стекло-, угле- и органопластики находят применение в конструкциях воздушных винтов, несущих и рулевых винтов вертолётот, лопаток компрессоров газотурбинных двигателей. Высокая радиационная стойкость углепластиков и низкий коэффициент линейного термического расширения делают весьма эффективным их применение в космической технике (панели солнечных батарей, корпуса антенн и т. п.).

*Лит.:* Структура и свойства композиционных материалов, М., 1979; Композиционные материалы. Справочник, под общ. ред. В. В. Васильева, Ю. М. Тарнопольского, М., 1990.

Г. М. Гуняев, Е. В. Моисеев, Б. В. Перов, Г. Б. Строганов, Я. Я. Фридляндер, В. М. Чубаров.

*Возможное снижение масс соответствующих агрегатов самолета (а) и вертолета (б) при использовании в их конструкциях композиционных материалов вместо металла.*

**КОМПОНОВКА** летательного аппарата — взаимное пространственное расположение частей летательного аппарата и его различных устройств; процесс поиска рационального расположения частей летательного аппарата, помещений (отсеков), агрегатов. **К.** — один из трех процессов (помимо аэродинамического и весового проектирования), в результате которых определяются основные параметры и облик летательного аппарата в целом. Различают два основных вида **К.** — внешнюю, или **аэродинамическую компоновку** (см. *Аэродинамическая схема*), определяющую внешний облик летательного аппарата, и внутреннюю, определяющую его размеры (например, размеры фюзеляжа самолёта). **Внутренняя К.** — расположение кабины экипажа, оборудования и системы управления, помещения или отсеков, предназначенных для размещения целевой нагрузки. Для пассажирских самолётот — это салоны, багажно-грузовые и вспомогательные (бытовые) помещения; для военных — бомбовые отсеки, кабины стрелков и т. п.

Внутренняя **К.** должна обеспечивать максимальную плотность оборудования с целью создания фюзеляжа минимально возможных размеров; необходимые удобства для членов экипажа; размещение агрегатов и оборудования, предусматривающее свободный подход к ним (для повышения эксплуатационной технологичности), а также обеспечивающее минимальную длину электрических, гидравлических и других коммуникаций (для уменьшения массы); устройство салонов и вспомогательных помещений с максимально возможным комфортом для пассажиров.

**А. К. Константинов.**

**компрессор** газотурбинного двигателя — узел газотурбинного двигателя, служащий для повышения давления воздуха. Масса **К.** составляет от 25 (турбореактивного двухконтурного двигателя с форсажной камерой) до 40% (турбореактивного двигателя) массы газотурбинного двигателя. *Степень повышения давления в К.* ( $\{\{\pi\}\}_k^*$ ) по мере совершенствования газотурбинного двигателя возрастает: в первых турбореактивных двигателях  $\{\{\pi\}\}_k^*$  была равна 4—5, в турбореактивных двухконтурных двигателях и турбовинтовых двигателях 80-х гг. она достигает 30—40.

Для реализации термодинамического цикла с постоянным давлением в камере сгорания в авиационном газотурбинном двигателе используются только лопаточные **К.** (см. *Лопаточные*

машины). Повышение давления в **К.** происходит в результате преобразования механической энергии, подводимой к валу **К.** от турбины, в потенциальную энергию воздуха. Во всех типах лопаточных **К.** передача механической энергии привода воздуху в соответствии с *Эйлера формулой* реализуется в роторе путём воздействия на поток аэродинамических сил, возникающих при обтекании лопаток рабочих колёс; при этом увеличивается и кинетическая и потенциальная энергия воздуха. В неподвижных элементах **К.** — *направляющих аппаратах компрессора или диффузорах* — часть кинетической энергии преобразуется в потенциальную.

**К.** газотурбинного двигателя состоит, как правило, из несколько последовательно расположенных ступеней (см. *Ступень компрессора, турбины*); по форме средней поверхности тока в них различают осевые (ОК), центробежные (ЦК), диагональные (ДК) и комбинированные, состоящие из ступеней разных типов (осецентробежные — ОЦК, оседиагональные). Форма поверхности тока определяет особенности преобразования энергии в рабочем колесе: в ОК работа сжатия примерно равна изменению кинетической энергии в относительном движении; в ЦК повышение давления в большей степени происходит вследствие изменения кинетической энергии в переносном движении, равного работе центробежных сил. Увеличение радиуса средней поверхности тока в ЦК и ДК увеличивает работу, передаваемую воздуху: при одинаковой окружной скорости на внешнем диаметре рабочего колеса работа ступени ЦК в 2—3 раза превышает работу осевой ступени.

При высоких  $\{\{\pi_k^*\}\}$  **К.** обычно делится на несколько последовательных, механически не связанных каскадов (групп ступеней), каждый из которых приводится отдельной турбиной; используются одно-, двух- и трёхкаскадные **К.** Первая (по потоку) группа ступеней называется **К.** низкого давления (КНД), **К.** газогенератора — **К.** высокого давления; средний каскад **К.** трёхкаскадного двигателя — **К.** среднего давления. КНД двухконтурного турбореактивного двигателя состоит из *вентилятора* и (в некоторых случаях) подпорных ступеней, устанавливаемых во внутреннем контуре. В авиационном газотурбинном двигателе КНД составляется из осевых ступеней. ОК позволяет получить производительность до 200 кг/с с 1 м<sup>2</sup> лобовой площади на входе в первое рабочее колесо. Политропический коэффициент полезного действия может превышать 90% (см. *Коэффициент полезного действия компрессора, турбины*).

Число ступеней ОК авиационного газотурбинного двигателя достигает 17; с конца 70-х гг., несмотря на рост  $\{\{\pi\}\}_k^*$  число ступеней в ОК вновь создаваемых двигателей уменьшается — средняя удельная работа на ступень увеличивается с 20—25 до 40—60 кДж\*с/кг, главным образом за счёт увеличения окружной скорости до 500 м/с и более.

В каждом каскаде ОК (рис. 1) рабочие колёса жёстко связаны друг с другом сваркой, болтовыми соединениями, торцовыми шлицами или стяжным болтом. Наиболее распространённая конструкция ротора барабанно-дисковая. Лопатки рабочих колёс крепятся в ободе диска с помощью замков преимущественно типа «ласточкин хвост» или набираются в кольцевой паз на ободе диска. Лопатки направляющих аппаратов крепятся в кольце, устанавливаемом в наружном корпусе **К.**, и либо выполняются консольными, либо объединяются по внутреннему диаметру кольцом, на котором укреплена уплотнительная обечайка, покрытая истираемым материалом, или сотовая. На соответствующем участке поверхности ротора выполняются в этом случае несколько кольцевых гребешков, образующих лабиринтное уплотнение, предотвращающее перетекание воздуха из области за направляющим аппаратом на вход в него.

Центробежный **К.** (рис. 2) состоит из входного направляющего аппарата, рабочего колеса (РК), безлопаточного и лопаточного диффузора и радиально-осевого канала со спрямляющим аппаратом. В авиационных конструкциях используются преимущественно полуоткрытые РК, представляющие собой диск с выполненными за одно с ним лопатками. В РК поток отклоняется в тангенциальном и радиальном направлениях. На выходном участке лопатки выполняются либо радиальными, либо загнутыми назад («реактивное» колесо). Только в ЦК первых турбореактивных двигателей использовались «активные» колёса с лопатками, загнутыми на выходном участке в направлении вращения. Наиболее высокий коэффициент полезного действия и благоприятную

форму характеристики имеют ЦК с реактивными колёсами, ЦК бывают двухступенчатыми или их комбинируют с осевыми ступенями. Степень повышения давления в ЦК зависит в основном от окружной скорости  $u_2$  на внешнем диаметре РК и отношения  $D_2/D_1$  и достигает в первых ступенях 6—8, во второй и последней ступенях ОЦК — 3—4. Политропический коэффициент полезного действия 83—86% и существенно зависит от степени повышения давления и размеров **К**.

Конструкция ДК аналогична конструкции ЦК. Степень повышения давления в ДК также определяется значением  $u_2$ , отношением  $D_2/D_1$  и углом выхода потока из рабочего колеса и достигает  $\{\{\pi\}\}_k^* = 3—5$  при политропическом коэффициенте полезного действия 85—87%; на коэффициент полезного действия значительно влияют диаметр компрессора и зазор между лопатками РК и корпусом, зависящий от жёсткости конструкции и тепловых деформаций.

*Лит.:* Нечаев Ю. Н., Федоров Р. М., Теория авиационных газотурбинных двигателей, ч. 1, М., 1977; Холщевников К. В., Елин О. Н., Митрохин В. Г., Теория и расчет авиационных лопаточных машин, М., 2 изд., 1986.

*Л. Е. Ольштейн.*

Рис. 1. Осевой компрессор двухконтурного ТРД: 1 — вентилятор; 2 — подпорные ступени; 3 — ротор компрессора высокого давления; 4 — компрессор высокого давления; 5 — направляющий аппарат с поворотными лопатками; 6 — звукопоглощающая облицовка.

Рис. 2. Схема центробежного компрессора: 1 — входной направляющий аппарат; 2 — рабочее колесо; 3 — безлопаточный диффузор; 4 — лопаточный диффузор; 5 — радиально-осевой диффузор; 6 — спрямляющий аппарат.

**комсомольское-на-амуре авиационное производственное объединение** — берёт начало от завода №126, решение о строительстве которого было принято в 1932 (заложен в 1934 и вступил в строй в 1936). Велось производство разведчика Р-6 (*АНТ-7*), а затем бомбардировщика *ДБ-3*. В годы Великой Отечественной войны завод изготовил свыше 2700 самолётов *ДБ-3Ф (Ил-4)*. В первые послевоенные годы строил самолёты *Ли-2*, а с 1950 перешёл на производство реактивных самолётов. Выпускались *МиГ-15бис*, *МиГ-17*, *МиГ-17ф*, *Су-7*, *Су-7Б*, *Су-27* и др. Предприятие награждено орденами Ленина (1942), Октябрьской Революции (1971). В 1989 на основе завода, носящего имя Ю. А. Гагарина, образовано производственное объединение.

**«Комта»** — один из первых советских опытных самолётов. Создан в 1920—1922 под руководством Комиссии по тяжёлой авиации (председатель *Н. Е. Жуковский*, *В. Л. Александров*, *А. Н. Туполев*, *А. М. Черёмухин*, *Б. Н. Юрьев* и др.). Триплан с двумя поршневыми двигателями «*ФИАТ*» мощностью по 177 кВт; кабина на 10 мест, взлётная масса 3550 кг. Скорость полёта до 130 км/ч, потолок 600 м. Самолёт получился не очень удачным и был передан в школу стрельбы и бомбометания. См. рис. в таблице X.

**конвективный перенос** (от латинского *convectio* — принесение, доставка) — процесс переноса какой-либо физической величины (массы, импульса, энергии и т. д.) в газообразной, жидкой или сыпучей среде вследствие перемещения макроскопических частей вещества среды. В аэродинамике имеет место так как вынужденный **К. п.**, обусловленный внешними механическими факторами (например, перепад давления в канале). Из уравнений *механики сплошных сред* следует, что интенсивность **К. п.** пропорциональна мгновенному значению вектора скорости течения в данной точке пространства. Следствием **К. п.** являются, например, *турбулентное трение* и *турбулентный тепловой поток*.

В теории конвективного теплообмена **К. п.** рассматривается совместно с переносом физических величин, обусловленных взаимодействием хаотически движущихся молекул, то есть теплопроводностью, вязкостью и т. п. (см. *Переноса явления*).

**конвенции международные** — см. в статье *Воздушное право*.

**конвертоплан** — то же, что *преобразуемый аппарат*.

**«Конвэр»** (Convair — Consolidated Vultee Aircraft Corp.) — авиаракетостроительная фирма США. Основана в 1923 под названием «Консолидейтед», название «К.» получила в 1943 после присоединения фирмы «Балти», в 1954 стала отделением фирмы «Дженерал дайнемикс», сохранив на некоторое время возможность продолжать самостоятельные разработки. Фирма выпускала тренировочные самолёты, истребители, военные и гражданские летающие лодки, в том числе РВУ «Каталина» (первый полёт в 1935, выпущено 3290; см. рис. в таблице XX) и РВ2У «Коронадо» с четырьмя поршневыми двигателями (1937), бомбардировщики В-24 «Либерейтор» (1939, построено 18188, широко использовались во Второй мировой войне; смотри рис. в табл. XX) и В-32 «Доминаейтор» (1942). После войны вела производство стратегического бомбардировщика В-36 «Конкерор» (1946, варианты с шестью поршневыми двигателями, с шестью поршневыми двигателями и четырьмя турбореактивными), сверхзвукового стратегического бомбардировщика В-58 «Хаслер» (1956; см. рис. в таблице XXXII), истребителей-перехватчиков F-102 «Дельта дэггер» (1953) и F-106 «Дельта дарт» (1956, см. рис.), а также пассажирских самолётов с поршневыми двигателями (Конвэр 240, 340 и 440), турбовинтовыми двигателями (Конвэр 580, 600 и 640) и турбореактивными двигателями или турбореактивными двухконтурными двигателями (Конвэр 880 и 990). Построен ряд экспериментальных самолётов: XF-92 с треугольным крылом (1948), самолёт вертикального взлёта и посадки XFY-1 с турбовинтовым двигателем мощностью 4310 кВт (1954, см. рис. в таблице XXXI), сверхзвуковой гидросамолет-истребитель «Си дарт» (1953). Основные данные некоторых самолётов фирмы приведены в таблице.

В. В. Беляев, М. А. Левин.

Табл. — Самолёты фирмы «Конвэр»

Основные данные	Разведчик РВУ-5А	Бомбардировщики			Перехватчики		Пассажирские	
		В-24-М	В-36Н	В-58	F-102А	F-106А	340 «Лайнер»	990А «Коронадо»
Первый полёт, год	1941	1945	1952	1956	1953	1956	1951	1962
Число и тип двигателей	2 ПД	4 ПД	6 ПД и 4 ТРД	4 ТРД Ф	1 ТРД Ф	1 ТРД Ф	2 ПД	4 ТРД Д
Мощность двигателя, кВт	895	895	2830	-	-	-	1790	-
Тяга двигателя, кН	-	-	23,1	69,4	76,5	109	-	71,6

Длина самолета, м	19,46	20,47	49,4	29,49	20,84	21,56	24,14	42,43
Высота самолёта, м	6,15	5,49	14,2	9,45	6,46	6,18	8,59	12,04
Размах крыла, м	31,72	33,53	70,14	17,32	11,62	11,62	32,12	36,58
Площадь крыла, м <sup>2</sup>	130,06	97,36	443	144	64,57	64,8	85,5	209
Взлетная масса, т								
нормальная	15,44	25,4	162,38	-	12,25	15,87	-	-
максимальная	16,07	29,26	181	73,93	14,16	17,57	21,3	114,76
Масса пустого самолёта, т	7,97	17,01	-	33,65	-	11,8	13,4	54,64
Число пассажиров (десантников), чел.	-	-	-	-	-	-	56	106
Боевая (коммерческая) нагрузка	1,8	5,8	32	10	-	-	6,07	11,99
Максимальная дальность полёта, км	3780	5310	10940	3860	1770	1851	3540	6115
Максимальная скорость полёта, км/ч	282	483	700	2230	1330	2450	450	990

потолок, м	5520	8500	13700	1800 0	1578 0	1586 0	5500	1250 0
Экипаж, чел.	5	8—10	15— 18	3	1	1	4	3—4
Вооружение	5 пуле мётов (7,62 и 12,7 мм) бомб ы	10 пуле мётов (12,7 мм), бомб ы	16 пуше к (20 мм)	1 пушк а (20 мм), бомб ы, (в т. ч. ядерн ые)	НАР, 6 УР	5 УР	-	-

### Истребитель-перехватчик F-106 «Дельта дарт».

**коническое течение** — течение, в котором все газодинамические переменные постоянны вдоль прямых (лучей), проведённых из некоторой фиксированной точки (полюса). **К. т.** — распространённый вид пространственного течения, реализующийся при сверхзвуковом обтекании конусов, треугольных крыльев и т. д., а также в некоторых ограниченных областях неконических в целом потоков (боковая кромка прямоугольного крыла, крыло изменяемой геометрии, вырез на крыле и т. д.). В рамках модели **К. т.** существенно упрощается изучение пространственного обтекания тел, так как число независимых переменных уменьшается до двух (**К. т.** общего вида) и даже до одного (осесимметричное **К. т.**). Впервые осесимметричное **К. т.** — сверхзвуковое обтекание кругового конуса — было рассмотрено в 1929 *А. Буземаном*. В этом случае присоединённый к носку скачок уплотнения, имеет коническую форму, за ним следует *изозэнтропическое течение* сжатия с криволинейными характеристиками. При заданном *Маха* числе набегающего вдоль оси конуса потока геометрическим местом концов радиус-вектора скорости на конусе является так называемая яблоковидная кривая, используемая для графического решения задачи об обтекании конуса. При обтекании конуса под углом атаки в плоскости симметрии на подветренной стороне, как правило, возникает энтропийная особенность (так называемая точка Ферри). В плоскости конических переменных она представляет собой точку, в которую собираются конические проекции *поверхностей тока*.

К осесимметричным **К. т.**, начинающимся от однородного потока, относятся также внутренние течение в сопле сжатия — канале с двумя цилиндрическими участками разного диаметра и переходной зоной определенной формы, в которой течение сжатия замыкается коническим скачком уплотнения (Буземан, 1942), и течение расширения около сужающейся по определённому закону хвостовой части тела вращения с донным срезом (*А. А. Никольский*, 1949).

В классе **К. т.** получены точные решения задач обтекания пирамидальных тел с поперечным сечением в виде звезды или правильного вогнутого многоугольника, которые обладают меньшим *волновым сопротивлением*, чем круговой конус с той же площадью донного сечения.

Течение около плоского треугольного крыла также относится к классу конических, если скачок уплотнения присоединён к вершине крыла. Если он присоединен также к передним кромкам

(крыло со сверхзвуковым передними кромками), то течения на наветренной и подветренной сторонах не взаимодействуют и могут рассчитываться отдельно, в противном случае (крыло с дозвуковыми передними кромками) их нужно рассчитывать совместно (см. *Крыла теория*).

Наряду с решением ряда задач о **К. т.** в точной нелинейной постановке широко применяются приближенные методы их изучения. Например, задачи обтекания тонкого тела или треугольного крыла под малым углом атаки решаются в линейной постановке, что вместе со свойством конечности позволяет эффективно использовать методы теории функций комплексного переменного. С помощью нелинейного метода тонкого ударного слоя для гиперзвукового **К. т.** (см. *Гиперзвуковое течение*) получены приближенные законы подобия и аналитического решения задач обтекания конуса и треугольного крыла под углом атаки, используемые для оценки аэродинамических характеристик.

*Лит.:* Франкль Ф. И., Карпович Е. А., Газодинамика тонких тел, М.—Л., 1948; Сборник теоретических работ по аэродинамике, М., 1957; Кочин Н. Е., Кибель И. А., Розе Н. В., Теоретическая гидромеханика, 4 изд., ч. 2, М., 1963; Булах Б. М., Нелинейные конические течения газа М., 1970; Башкин В. А., Треугольные крылья в гиперзвуковом потоке, М., 1984.

В. Н. Голубкин.

**«Конкорд»** (французское *concorde* — мир, согласие) — англо-французский сверхзвуковой пассажирский самолёт (см. в статье *«Аэропассажир»*).

**«Консолидейтед»** (Consolidated Aircraft Corp.) — авиастроительная фирма США. См. в статье *«Конвэр»*,

**консоль** (французское *console*) **крыла** — часть *крыла* от его конца до фюзеляжа (см. рис.). Для летательного аппарата типа «летающее крыло» и некоторых других границы **К.** можно указать лишь условно. У многих самолётов **К.** — отъёмная часть крыла. В связи с условиями транспортировки или базирования у некоторых летательных аппаратов консоли или их части делаются откидывающимися для уменьшения габаритов летательного аппарата.

**Консоль крыла.**

**Константинов** Алексей Кириллович (р. 1919) — советский авиаконструктор. Окончил Воронежский авиационный институт (1944). Конструкторскую деятельность начал под руководством Г. М. Бериева. Принимал участие в создании ряда известных самолётов, в том числе реактивной летающей лодки Р-1 (1951), гидросамолёта М-10 со стреловидным крылом, самолёта-амфибии «Чайка». В 1968—1990 — главный конструктор ОКБ морского самолётостроения в Таганроге, где под его руководством создан ряд самолётов различного назначения, в том числе поисково-спасательный самолёт-амфибия «Альбатрос». Государственная премия СССР (1967). Награждён орденами Ленина, Трудового Красного Знамени, «Знак Почёта», медалями, См. статью *Бе*. Портрет см. на стр. 280.

**А. К. Константинов.**

**конструирование** (от латинского *construo* — строю, создаю) **агрегатов и узлов летательного аппарата** — процесс определения формы, размеров, взаимного расположения и параметров частей и элементов конструкции летательного аппарата, его агрегатов и систем, способа их соединения, выбора материалов отдельных элементов и разработки *конструкторской документации*.

Основная задача **К.** — при заданных нагрузках, действующих на элемент летательного аппарата, и внешних геологических обводах найти параметры и получить техническую документацию конструкции, имеющей минимальную массу и удовлетворяющей требованиям работоспособности, прочности, долговечности и технологичности в производстве и эксплуатации. При **К.** широко используется вычислительная техника (см. *Автоматизация конструирования*).

**конструктивно-подобная модель** — см. в статье *Динамически-подобная модель*.

**конструктивно-силовая схема** — принципиальная схема расположения основных продольных и поперечных силовых элементов *конструкции авиационной*, а также размещения панелей, поперечных и продольных стыков, на которой указаны способы и типы крепления агрегатов планёра, двигателей, органов управления, грузов, показаны поперечные сечения основных элементов *силового набора*. **К.-с.с.** предопределяет способ восприятия и уравнивания действующих внешних нагрузок и необходимые жесткостные характеристики летательного аппарата. Представленные на рис. 1 **К.-с.с.** крыльев летательного аппарата отличаются одна от другой числом лонжеронов в *кессоне* крыла, видом поперечных стыков панелей и направлением нервюр. В **К.-с.с.** могут быть приняты различные расположения лонжеронов, вид поперечных и продольных панелей и число панелей (рис. 2, а и 2, б). Выбор **К.-с.с.** производится из условий обеспечения статической прочности конструкции, требуемых ресурсов, живучести, жёсткостных характеристик конструкции. Рациональной является **К.-с.с.**, которая при минимальной массе материала силовых элементов удовлетворяет перечисленным требованиям. При создании **К.-с.с.** используются: традиционные решения на основе предшествующего опыта; упрощённые конструктивно-подобные модели (см. *Динамически-подобная модель*) для определения рациональных способов передачи усилий; метод синтеза **К.-с.с.**, осуществляемый оптимизацией шарнирно-стержневой модели конструкции, по которой можно рассчитать кратчайшие пути передачи нагрузок; метод оптимизации изотропной модели конструкции и выбор на основе анализа напряжённо-деформированного состояния рационального распределения материала силовых элементов. Все эти методы позволяют создать предварительный вариант **К.-с.с.** Окончательный выбор **К.-с.с.** производится на стадии эскизного и рабочего проектирования после конструктивных проработок и проведения более точных поверочных расчётов на прочность.

В. И. Бирюк.

Рис. 1. Конструктивно-силовые схемы крыльев пассажирского самолета: а — с нервюрами, расположенными перпендикулярно оси жесткости; б — с нервюрами, расположенными по воздушному потоку.

Рис. 2. Конструктивно-силовые схемы крыльев истребителя с различным расположением лонжеронов.

**конструкторская документация** — комплекс текстовых и графических документов, содержащих информацию, необходимую для разработки, производства, испытаний, эксплуатации и ремонта изделий. **К.д.** — основная часть технической документации, определяющей облик изделия и организующей его производство. Авиационная техника как новая отрасль инженерной деятельности, возникшая в начале XX в., использовала уже сложившийся опыт общего машиностроения и судостроения. Так, силовые элементы планёра, шасси, механизмы управления, силовые установки изображались на чертежах в соответствии с нормами общего машиностроения. Элементы конструкции летательного аппарата, обтекаемые потоком воздуха (фюзеляж, крыло, оперение и т. п.), создавались на основе *плазово-шаблонного метода*, принятого в судостроении и в дальнейшем усовершенствованного авиационными специалистами.

В СССР **К.д.** на авиационную технику развивалась совместно с совершенствованием организации инженерного труда в стране в целом. В 1925 были разработаны первые 14 стандартов, устанавливающих основные правила выполнения чертежей, обязательные для всех отраслей промышленности. К концу 40-х гг. эти стандарты были усовершенствованы, дополнены и составили сборник «Чертежи в машиностроении», состоявший из 22 стандартов. Опыт применения сборника показал, что стандартизация только правил оформления графических документов недостаточна. В 1950 была издана «Система чертёжного хозяйства» — комплекс стандартов, устанавливающих единые правила выполнения чертежей, документов, терминологию, правила учёта, хранения и внесения в **К.д.** изменений. В 1965—1967 была проведена разработка комплекса стандартов Единой системы конструкторской документации (ЕСКД), завершившаяся

его внедрением (начиная с 1971). Комплекс состоял более чем из ста документов следующих категорий: основные положения; правила выполнения чертежей; правила выполнения текстовых документов; правила выполнения схем и условные обозначения; правила выполнения эксплуатационной и ремонтной документации; правила обозначения и внесения изменений в конструкторские документы; правила учёта и хранения **К. д.**

**К. д.** на авиационную технику общетехнических видов выполняется по общегосударственным правилам, регламентированным, например, государственными стандартами, устанавливающими порядок разработки изделий и постановки их на серийное производство. Исключения составляют отдельные вопросы, относящиеся к таким сложным комплексным изделиям, как самолёт, вертолёт, двигатель, ракета, которые обеспечены специальными документами, согласованными с заказывающими ведомствами (например. Нормы лётной годности гражданских самолётов).

Развитие методов автоматизированного проектирования и конструирования, внедрение технологического оборудования с числовым программным управлением и широкое применение ЭВМ в области управления производством, в частности в технологической подготовке производства, ставят перед разработчиками ЕСКД новые проблемы, которые решаются и по мере отработки внедряются. Так, например, внедрена система обезличенного обозначения **К. д.** на основе классификатора ЕСКД, осуществлены разработка и внедрение машинных носителей **К. д.**, проведена более чёткая увязка взаимодействия документов ЕСКД с другими техническими документами и системами (*системой автоматизированного проектирования, отраслевой системой технологической подготовки производства и другими*).

Современные методы автоматизированного проектирования летательных аппаратов, включающие подготовку **К. д.** от проектной до цеховой, позволяют передавать от разработчика серийному заводу не громоздкие шаблоны, плазы и макеты, а информацию на машинных носителях. Широкое применение ЭВМ даёт возможность обеспечивать весь цикл подготовки производства методами вычислительной техники, что существенно сокращает сроки выполнения работ, снижает их трудоёмкость и повышает качество изделий. Дальнейшее развитие системы автоматизированного проектирования в самолётостроении заключается в ещё более широком внедрении в труд проектировщиков и конструкторов средств отображения информации, графопостроителей и ЭВМ с большими быстродействием и памятью, что позволяет быстрее и определённое находить оптимальные конструктивные решения.

*Л. А. Корнев.*

**конструкторское бюро химваوماتики** — берёт начало от ОКБ-296, образованного в октябре 1941 в г. Бердске Новосибирской области в результате эвакуации туда завода №296 из Харькова и части ОКБ завода №33 из Москвы и их объединения (главным конструктором был назначен *С. А. Косберг*). В конце 1945 предприятие было перебазировано в Воронеж, с 1946 называется ОКБ-154. В военные и послевоенные годы предприятие специализировалось в области агрегатов и систем топливопитания и регулирования поршневых и газотурбинных авиационных двигателей. В 1954—1958 был создан ряд жидкостных ракетных двигателей (Д154, СК-1, СК-1К) для экспериментальных самолётов А. И. Микояна и А. С. Яковлева, а в последующий период основные разработки были связаны с жидкостными ракетными двигателями для ракет-носителей и космических аппаратов научного и народно-хозяйственного назначения. Указанное название предприятие носит с 1966. Награждено орденами Ленина (1969) и Октябрьской Революции (1976).

**конструкция авиационная** (от латинского constructio — построение) — совокупность образующих внутреннюю структуру и поверхность летательного аппарата простых технологически законченных изделий — конструктивных элементов, соединённых между собой. **К. а.** отличаются аэродинамически совершенные формы поверхности, тонкостенность оболочки и каркасированность (оболочки подкреплены дискретно расположенными продольными и поперечными силовыми элементами). Тонкостенность, каркасированность, применение лёгких и высокопрочных конструкционных материалов (главным образом сплавов на основе алюминия, а

также титановых сплавов и композиционных материалов) обеспечивают главные свойства **К. а.** — высокую удельную прочность и жёсткость. Несущая способность **К. а.** определяется ее *конструктивно-силовой схемой*. Основными полуфабрикатами для **К. а.** служат листы и специальные профили (*стрингеры*, пояса), которые присоединяются к листам при помощи болтов, заклёпок, сварки, склеивания, образуя продольный (силовые *панели*, балки, *лонжероны*, *бимсы*) и поперечный (*нервюры*, *шпангоуты*) *силовой набор* (см. рис.). Из элементарных частей собираются основные части конструкции летательного аппарата: фюзеляж (корпус), крыло, оперение, а также органы управления и средства механизации крыла. Можно выделить конструкции монококовые (см. *Монокот*, *Полумонокот*), состоящие из набора однородных элементов; моноблочные, у которых наличие усиленных элементов (поясов, бимсов) нарушает однородность; балочные (лонжеронные), общая прочность которых в основном обеспечивается балками (лонжеронами). Обособленное место среди **К. а.** занимает конструкция шасси, которая имеет высокую удельную прочность главным образом за счет применения в ней высокопрочных легированных сталей. Соединяются основные части **К. а.** при помощи узлов и деталей, посредством которых стыкуются усиленные силовые элементы. С помощью узлов и переходных конструкций (пилонов, ферм, держателей и т. п.) к основным частям **К. а.** крепятся двигатели и различные подвесные элементы (дополнительные топливные баки, контейнеры и т. п.). Значительное место в **К. а.** занимают второстепенные (с точки зрения прочности), так называемые несилловые части (носки и хвостики крыла и оперения, зализы, обтекатели и т. п.), которые, однако, имеют большое значение для обеспечения необходимых аэродинамических характеристик.

Некоторые элементы **К. а.** по своему назначению должны быть прозрачными для оптических или радиоизлучений (остекление кабин, обтекатели антенн). Эти элементы изготовляют из стекла (оргстекла) или *радиопрозрачных материалов*.

К **К. а.** предъявляются высокие и часто противоречивые требования аэродинамики, прочности и жёсткости, ресурса, живучести, минимальной массы, технологичности, простоты эксплуатационного обслуживания и т. п. При создании **К. а.** выбираются наиболее оптимальные решения с учётом всех предъявляемых к ней требований.

*Лит.:* Гиммельфарб Л. Л., Основы конструирования в самолетостроении, М., 1971; Шульженко М. Н., Конструкция самолетов, 3 изд., М., 1971.

*С. М. Егер, Г. В. Украинцев.*

**Элементы авиационной конструкции:** 1 — прессованный пояс; 2, 3, 4 — прессованные стрингеры; 5 — гнутый стрингер; 6, 7 — клёпаные панели; 8 — монолитная панель; 9 — сотовая панель; 10 — сечение балки (лонжерона); 11 — сечение бимса.

**контактная поверхность** — поверхность в *поле течения*, которая образуется при взаимодействии потоков разнородных несмешивающихся жидкостей, жидкости и газа, газов и отделяет один поток от другого. Движение этих потоков описывается системами дифференциальных уравнений, не совпадающими тождественно между собой. На **К. п.** вектор поверхностной силы и вектор скорости являются непрерывными функциями, а плотность и другие теплофизические характеристики среды терпят разрыв. **К. п.** могут возникать при движении как идеальной, так и вязкой жидкости.

В задачах гидростатики идеальной несжимаемой жидкости **К. п.** представляет собой границу раздела двух жидкостей (рис., *а*), которая одновременно является поверхностью уровня давления и потенциала массовых сил. Примером образования **К. п.** при движении газов может служить режим запуска *ударной трубы*, когда после мгновенного разрыва диафрагмы один газ вытесняется другим; граница раздела газов (рис., *б*) есть **К. п.**, перпендикулярная вектору скорости. Аналогичные **К. п.** возникают при движении газожидкостных смесей в трубах на режиме так называемого пробкового течения (рис., *в*).

В вязкой жидкости **К. п.**, например, при движении смеси жидкостей в круглой трубе на режиме кольцевого течения (рис., з), является границей раздела несмешивающихся жидкостей и совпадает с *поверхностью тока*. **К. п.** наблюдается, например, при движении самолета во влажном воздухе (облака, туман), когда на обтекаемых поверхностях образуются сплошные плёнки воды. Граница раздела воздух — вода (рис., д) есть **К. п.**; она совпадает с поверхностью тока.

*В. А. Башкин.*

**Контактные поверхности: К п.** — контактная поверхность; 1 — набегающий поток; 2 — плёнка воды.

**контейнер** (английское container, от contain — вмещать) в авиации — 1) устройство для перевозки штучных грузов в потребительской или облегчённой транспортной таре, а также багажа пассажиров. В зависимости от назначения различают универсальные грузовые и багажные **К.** (рис. 1, 2). У грузового **К.** дверные створки составляют заднюю панель. В закрытом положении каждая из них удерживается запорными устройствами. По периметру **К.** имеются фитинги: верхние предназначены для захвата его стропами грузоподъёмного устройства, нижние для крепления его на автомобилях и железнодорожном подвижном составе. На летательном аппарате **К.** крепится к силовым элементам днища, гнездам или полкам. В днище предусмотрены сквозные каналы под захваты автопогрузчика, используемые также на некоторых самолётах для крепления **К.** Внутри **К.** имеются устройства для крепления груза при неполной загрузке. У багажного **К.** передняя и задняя панели являются дверными створками, каждая из которых в закрытом положении удерживается замками. Вместимость грузовых **К.** от 4,5 до 60 м<sup>3</sup>, багажных — от 1 до 4,5 м<sup>3</sup>.

2) Устройство для упаковки и десантирования грузов и техники. Грузовые парашютно-десантные **К.**, предназначенные для упаковки радиостанций, боеприпасов и других грузов массой до 20—30 кг, десантируются вместе с парашютистами. Грузы массой до 1000 кг упаковываются в стандартные парашютно-десантные **К.** и выбрасываются через хвостовой люк самолёта с помощью вытяжных парашютов или конвейера (см. *Десантно-транспортное оборудование*), а затем опускаются на грузовых парашютах. Продовольствие, вещи, некоторые боеприпасы иногда сбрасываются в **К.** без парашюта; эти **К.** могут иметь лёгкие амортизаторы, устройства для торможения в воздухе или приспособления, обеспечивающие их приводнение. Для сброса **К.** без парашюта с бреющего полёта (высота 2—5 м) самолёт над местом сброса обычно переходит из горизонтального полёта на малой скорости в режим набора высоты, и **К.** выбрасываются через люк. Беспарашютный метод имеет экономические преимущества: отсутствуют дорогостоящие парашютные системы, возрастает полезная нагрузка самолёта, сокращается время подготовки к десантированию и самого десантирования. **К.**, выполненные по форме и в габаритах авиабомб, подвешивались на замках бомбодержателей самолётов. Обтекаемые **К.** использовались на внешней подвеске на самолётах при десантировании артиллерийский орудий, автомобилей (рис. 3). Первые парашютно-десантные **К.** были разработаны в 1930—1934 в СССР под руководством *П. И. Гроховского*. В 1986—1988 **К.** широко применялись для сбрасывания грузов с самолётов Ил-76 на дрейфующие станции СП-27, -28, -29.

3) Устройство для десантирования группы людей с помощью единой парашютной системы или беспарашютным способом. Идея беспарашютного десантирования людей принадлежит Гроховскому. Его **К.**-авиабус на 5 человек подвешивался под самолёт и сбрасывался с малой высоты на площадку. **К.** испытывали при десантировании (1934) Гроховский и И. В. Титов. В 1964 в США разработан проект беспарашютного десантирования людей в надувных конических **К.** Там же прошёл испытания **К.** для группового десантирования подразделения с помощью парашютной системы. Разработаны парашютные системы на 1000—5000 кг полезного груза, позволяющие десантировать 10—20 человек одновременно.

4) Сменное подвесное устройство летательного аппарата, предназначенное для размещения дополнительного стрелкового вооружения (пушек) или специального оборудования (радиоэлектронной борьбы, разведывательного и другого).

В. И. Богайчук, Ю. В. Макаров.

Рис. 1. Грузовой контейнер.

Рис. 2. Погрузка багажного контейнера.

Рис. 3. Подвесной контейнер для десантирования автомобиля.

**«Континентал Эрлайнс»** (Continental Airlines) — авиакомпания США, одна из крупнейших в мире. Осуществляет перевозки внутри страны, а также в страны Западной Европы, Азии и в Мексику. Основана в 1934 под названием «Варни спид лайнс», современное название с 1937. В 1989 перевезла 35,3 миллиона пассажиров, *пассажирооборот* 63,6 миллиардов пассажиро-км. Авиационный парк — 430 самолётов.

**контрастность цели** — степени отличия отраженного или излучённого целью сигнала по амплитудным, фазовым и поляризационным свойствам от фона соответствующих по диапазону собственно шумов средств обнаружения, а также естественных и искусственных помех. **К. ц.** ко интенсивности отражённого или излучённого ею сигнала, как правило, определяет возможности ее обнаружения и захвата, тогда как **К. ц.** по фазовым и поляризационным характеристикам в основном используется для определения вида и типа цели. Искусственное изменение контрастности летательного аппарата позволяет имитировать ложные цели. См. также *Заметность*.

**контроль бортового оборудования** — проводится на стадии изготовления и в процессе эксплуатации. Контроль на стадии изготовления предполагает проверку соответствия бортового оборудования (БО) техническим требованиям. Контроль на различных этапах эксплуатации (подготовка к полёту и полёт, регламентные работы без демонтажа оборудования, профилактические и ремонтно-восстановительные работы) имеет свою специфику и осуществляется наземными и бортовыми средствами. **К. б. о.** при подготовке к полёту и в полёте проводится для определения технического состояния оборудования, готовности и возможности выполнения режимов работы, определения мест отказов.

По результатам **К. б. о.** формируются: сигналы на автоматическую или ручную реконфигурацию комплексов БО, соответствующие сообщения экипажу; сигналы о режимах работы, информация об отказах оборудования или недостоверности параметров, выдаваемых в системы индикации, сигнализации, регистрации и документирования; информация о поиске места отказа, замене отказавших систем.

Эксплуатационный контроль выполняется системой автоматизированного бортового контроля, в которую входят: встроенные в аппаратуру средства контроля (ВСК), осуществляющие инструментальный контроль (по обнаружению отказов) и информационный контроль (по обнаружению сбоев и выявлению недостоверной информации), характерный для радиоэлектронного оборудования, построенного с использованием цифровой техники; специальные устройства контроля (например, устройства сравнения, кворум-элементы и т. п.); общекомплексные или общесамолётные бортовые автоматизированные системы контроля на основе вычислительных устройств, формирующие стимулирующие сигналы в системы БО, обрабатывающие и оценивающие получаемые от систем параметры, а также содержащие устройства регистрации.

В комплексах радиоэлектронного оборудования с многорезервированной структурой, имеющих в своём составе центральные цифровые вычислительные машины наряду с ВСК каждой из систем комплекса используются программные средства этих цифровых вычислительных машин, что позволяет с высокой вероятностью оценить достоверность входной информации, а также обеспечить сбор контрольной информации от сопрягаемых систем, её обработку и хранение с выдачей оценки технического состояния комплекса. Например, в первых отечественных цифровых пилотажно-навигационных комплексах для самолётов Ил-96-300 и Ту-204 реализована

трёхуровневая иерархическая система средств контроля, в которой нижний уровень составляют ВСК отдельных систем, средний уровень — программные средства цифровых вычислительных машин системы самолётовождения, управления полётом, тягой двигателя, системы предупреждения критических режимов и электронной индикации, верхний уровень — специальная система контроля (сбора и локализации отказов).

Результаты **К. б. о.** отображаются (на индикаторах, сигнализаторах, экранах, пультах управления и др.) и регистрируются. Для оперативного предъявления на земле обслуживающему персоналу информации об отказах отдельных систем применяются общесамолётные устройства документирования.

**К. б. о.** при регламентных работах без демонтажа оборудования предназначен для определения его работоспособности с обеспечением поиска механических повреждений систем и кабельных соединений, проверки правильности работы устройств контроля, обнаружения отказов элементов, не охваченных контролем, а также для настройки и регулировки части неэлектронного оборудования; используются средства бортового контроля и частично контрольно-проверочная аппаратура.

**К. б. о.** при проведении профилактических (для неэлектронного оборудования) и ремонтно-восстановительных работ с демонтажом оборудования осуществляется для углублённой проверки его работоспособности и регулировки, а также для нахождения отказавших элементов с последующей оценкой работоспособности восстановленного БО. На этом этапе применяются наземные автоматизированные системы контроля.

*Ю. Е. Кочуров.*

**контрольно-испытательная станция** (КИС) — участок производства, предназначенный для проверки работоспособности и правильности функционального взаимодействия комплекса бортовых систем летательного аппарата с максимальным использованием методов математического и физического моделирования эксплуатационных условий.

Агрегаты и системы проходят *стендовые испытания* на специальных стендах с применением аналоговых и цифровых вычислительных машин. Для контроля параметров используются электрические датчики (потенциометрические, индуктивные, вибрационно-частотные, тензометрические и другие). Применяются также управляющие вычислительные комплексы. КИС может структурно входить в цех окончательной сборки, *летно-испытательную станцию* в качестве производственного участка или быть самостоятельным цехом в сборочно-монтажном производстве. В специализированных лабораториях испытываются и контролируются бортовые системы, силовая установка и т. д.

**контрольные испытания летательного аппарата** (головной серии) — проводятся для проверки полноты реализации перечня доработок и мероприятий устранению дефектов и недостатков, выявленных в процессе *государственных испытаний* (совместных государственных испытаний), оценки соответствия лётных эксплуатационных данных и показателей, определяющих назначение летательного аппарата, установленному эталону. В последующем, наряду с приёмо-сдаточными испытаниями по сокращённой программе, выполняемыми на заводе-изготовителе, **К. и.** проводятся периодически для проверки соответствия летательного аппарата и комплектующих его составных частей техническим условиям на поставку. В процессе **К. и.** подлежат оценке конструктивные, схемные и другие изменения, принятые головным исполнителем с целью улучшения лётно-эксплуатационных данных серийных летательных аппаратов. **К. и.**, как правило, осуществляются в два этапа: исполнитель предварительно проверяет эффективность выполненных мероприятий, затем, при положительной оценке полученных результатов, заказчик контролирует эффективность проведённых на летательном аппарате работ в условиях, близких к условиям реальной эксплуатации, и с учётом технико-экономической рентабельности принимает решение о внедрении летательного аппарата в серию.

Лит. смотри при статье *Государственные испытания*.

**конфигурация** (от позднелатинского *coniguratio* — придание формы, расположение) самолёта — сочетание положений элементов крыла, шасси, наружных подвесок и другие частей и агрегатов самолёта, определяющих его внешние очертания. В зависимости от этапа полёта различают основные **К.**: **взлётная** — шасси выпущено, закрылки, предкрылки отклонены на углы, необходимые для взлёта самолёта; **полётная** — шасси убрано, закрылки и предкрылки не отклонены или отклонены на углы, требуемые условиями полёта по маршруту; **предпосадочная** — шасси выпущено, закрылки, предкрылки, тормозные щитки отклонены на углы, характерные для захода на посадку; **посадочная** — шасси выпущено, закрылки, предкрылки, тормозные щитки отклонены на углы, установленные для выполнения посадки. **К.** определяет лётные качества самолёта на соответствующем этапе полёта.

**конфузор** (от латинского *coniundo* — вливаю, распределяю, смешиваю) — профилированный сужающийся канал, в котором дозвуковая скорость жидкости или газа возрастает в результате преобразования потенциальной энергии в кинетическую. В дозвуковой *аэродинамической трубе* (АТ) **К.** устанавливают перед её рабочей частью (см. рис.) и часто называют **коллектором**. В сверхзвуковых АТ **К.** является входным участком *Лавалья сопла*. В первом случае в **К.** газ ускоряется до рабочих скоростей, во втором — до скорости звука. **К.** используется и как дозвуковое *сопло*. Основное требование к **К.** в АТ — обеспечить равномерное поле скорости в выходном сечении, чтобы свести к минимуму зависимость результатов измерений от положения модели по сечению рабочей камеры АТ. Одной из главных характеристик **К.** является **степень поджатия**  $\{\{\epsilon\}\}$  — отношение площади входного сечения к площади выходного, которая изменяется в АТ различного назначения от 4 до 20. В зависимости от степени поджатия относительная длина **К.**  $L/D_{\text{вх}}$  ( $L$  — длина **К.**,  $D_{\text{вх}}$  — диаметр его входного сечения) изменяется от  $\sim 0,8$  ( $\{\{\epsilon\}\} = 4$ ) до  $\sim 1,2$  ( $\{\{\epsilon\}\} = 20$ ), а его форму обычно выбирают на основе численного решения уравнений для двух- или трёхмерного течения газа, исходя из условий на входе в **К.** и требований к потоку газа в рабочей части АТ (рабочий диапазон скоростей потока, равномерность распределения скорости газа по сечению и другие).

Конфузоры в дозвуковой (а) и сверхзвуковой (б) аэродинамических трубах: 1 — форкамера; 2 — конфузор; 3 — рабочая часть; 4 — сверхзвуковая часть сопла Лавалья.

**копровые испытания** — динамические испытания опоры шасси самолёта. При **К. и.** опору шасси с присоединённой к ней редуцированной массой, выбранной по *Нормам прочности*, сбрасывают с определенной высоты на специальной установке — копре. Цель **К. и.** — определение характеристик амортизации опоры и доводка их до расчётных. Испытания проводят для случая поглощения опорой энергии посадочного удара и для проверки стабильности характеристик амортизации при многократных сбросах (ударах). В ходе **К. и.** воспроизводится действие на опору лобовой нагрузки от раскрутки колеса и подъёмной силы крыла. Оценка характеристик амортизации, опоры производится по диаграмме работы, характеризующей амортизацию шасси (см. рис. 2 к статье *Амортизация шасси*).

**корабельный летательный аппарат** — летательный аппарат, базирующийся на *авианесущих кораблях*. **К. л. а.** предназначен для перевозки техники и грузов между кораблем и берегом, спасения терпящих бедствие, поражения воздушных надводных и наземных целей, поиска и уничтожения подводных лодок, высадки и поддержки десантов, разведки и целеуказания, радиопротиводействия и т. п. **К. л. а.** по конструкции в основном подобны соответствующим летательным аппаратам сухопутного базирования. Особенности конструкции **К. л. а.** обусловлены требованиями совместимости установленных на летательном аппарате и на корабле радиоэлектронных и радиотехнических комплексов, обеспечения взлёта и посадки на палубу и размещения требуемого числа летательных аппаратов на корабле.

**Корабельные самолёты** по типу взлёта классифицируются на самолёты катапультного, короткого (или трамплинного) и вертикального взлёта.

Самолёт катапультного взлёта выполняет взлёт с помощью *катапульты взлётной*, обеспечивающей на небольшой дистанции разгон самолёта до требуемой скорости, а посадку совершает с помощью *аэрофинишёра*, для чего оборудуется *тормозным крюком*. Эти самолёты (по сравнению с самолётами сухопутного базирования) имеют усиленную носовую стойку шасси, увеличенный ход амортизационных стоек основных опор шасси, относительно короткий фюзеляж, улучшенный обзор из кабины лётчика. Их масса достигает 35 т.

Корабельные самолёты короткого или трамплинного взлёта осуществляют взлёт с разбегом по палубе или с помощью трамплина. Выполнять короткий взлёт без трамплина способны самолёты с *подъёмными двигателями* и (или) *подъёмно-маршевыми двигателями* (в том числе корабельные самолёты *вертикального взлёта и посадки*), а взлетать с трамплина могут и самолёты с обычными силовыми установками (при большой *тяговооружённости*). Посадка в зависимости от типа самолёта может быть вертикальной с коротким пробегом или с использованием аэрофинишёра. Корабельные самолёты всех типов имеют складывающиеся консоли крыльев для уменьшения их размеров с целью размещения возможно большего числа их на авианесущем корабле.

Корабельные самолёты появились благодаря опытам полётов оборудованных колёсами самолётов с палуб кораблей в 1910—1911. Первый взлёт самолёта с палубы корабля был выполнен 14 ноября 1910 американским лётчиком Ю. Эли с крейсера «Бирмингем»; он же осуществил первую посадку самолёта на палубу крейсера «Пенсильвания» 18 января 1911. В то же время создавались гидросамолёты, приспособленные к взлёту с палубы при помощи катапульты. Посадка осуществлялась на воду вблизи корабля, после чего самолёт поднимали на палубу. Во время Первой мировой войны в русских и английских флотах успешно использовались гидросамолёты такого типа. В 30—40-х гг. на вооружение крейсеров и некоторых линкоров советских и иностранных флотов поступили лёгкие гидросамолёты, предназначенные для разведки и корректировки артиллерийский огня, взлетавшие с палуб с помощью катапульт.

С увеличением скорости полёта самолётов и улучшением другие лётных характеристик оказалось, что колёсные самолёты более эффективны. Они и стали основн типом корабельных самолётов. В период Второй мировой войны корабельные самолёты (истребители, торпедоносцы, бомбардировщики) имели поршневые двигатели. Скорость их полёта достигала 700 км/ч, практический потолок 12 км, дальность полёта 2000 км. В послевоенный период появились реактивные корабельные самолёты: истребители, штурмовики, бомбардировщики, противолодочные, радиолокационного дозора, радиопротиводействия. Корабельные самолёты начала 90-х гг. имеют скорость полёта более 2500 км/ч, практический потолок до 22 км, дальность полёта до 5500 км.

**Корабельные вертолёт**ы по принципу работы и внешнему облику подобны вертолётам сухопутного базирования, но в отличие от них имеют складывающиеся лопасти несущего винта, швартовочные узлы, шасси повышенной прочности, способные выдержать нагрузки при посадке на качающуюся палубу.

*В. Ф. Павленко.*

**Корзинщиков** Сергей Александрович (1904—1943) — советский лётчик-испытатель. Окончил теоретическую школу авиации в г. Егорьевске (1923), 1-ю военную школу лётчиков (1924) и Высшую военно-авиационную школу воздушной стрельбы и бомбометания в г. Серпухове (1924). Служил лётчиком-истребителем в ВВС (1924—1928), лётчиком-испытателем в Научно-испытательском институте ВВС (1928—1930), затем работал лётчиком-испытателем в Центральном аэрогидродинамическом институте, где проводил лётные испытания многие экспериментальных автожиров (1930—1940), а также опытных самолётов ряда ОКБ, например, истребителя Як-1. Погиб в Великую Отечественную войну. Награждён орденами Ленина, Красной Звезды. Портрет смотри на стр. 288.

**С. А. Корзинщиков.**

**«Кориан Эр»** (Korean Air, KAL) — авиакомпания Республики Кореи. Осуществляет перевозки в страны Европы, Азии, Ближнего Востока, а также в Канаду и США. Основана в 1962. В 1989 перевезла 11,3 миллионов пассажиров, *пассажирооборот* 19,92 миллиардов пассажиро-км. Авиационный парк — 63 самолёта.

**«коробочка»** — траектория полёта летательного аппарата над аэродромом в ожидании посадки, при заходе на посадку или уходе от аэродрома (при взлёте); имеет в плане вид прямоугольника, стороны которого расположены параллельно и перпендикулярно направлению старта. Различают большую и малую «К.». Размеры «К.» устанавливаются инструкцией по производству полётов данного аэродрома или аэродромного узла.

**Коровушкин** Николай Иванович (р. 1921) — советский лётчик-испытатель, полковник, заслуженный лётчик-испытатель СССР (1961). Герой Советского Союза (1957). Окончил авиационное техническое училище (1940), Руставскую военную авиационную школу (1944), Военно-воздушную академию (1955; ныне имени Ю. А. Гагарина), Работал в научно-исследовательском институте ВВС и ОКБ П. О. Сухого. Провёл испытания по запуску турбореактивных двигателей в воздухе, исследовал неустойчивость работы двигателя (помпаж), возможности полёта на динамическом потолке; одним из первых достиг скорости 2000 км/ч. Награждён орденами Ленина, Октябрьской Революции, Красного Знамени, 3 орденами Красной Звезды, медалями.

**Н. И. Коровушкин.**

**Королев** Сергей Павлович (1906/1907—1966) — советский учёный и конструктор в области ракетостроения и космонавтики, главный конструктор первых ракет-носителей, искусственных спутников Земли, пилотируемых космических кораблей, основоположник практической космонавтики, академик АН СССР (1958; член-корреспондент 1953), член Президиума АН СССР (1960—1966), дважды Герой Социалистического Труда (1956, 1961). В 1930 окончил Московское высшее техническое училище и одновременно Московскую школу лётчиков-планеристов и пилотов-парителей. С 1930 в ЦКБ при заводе имени В. Р. Менжинского, затем в Центральном аэрогидродинамическом институте. Создал ряд конструкций планеров («Коктебель», «Красная Звезда» и другие). В 1932—1933 начальник Группы изучения реактивного движения, в 1933—1938 в Реактивном научно-исследовательском институте (главный инженер, заместитель начальника института, начальник отдела крылатых ракет, начальник группы ракетных аппаратов). Разработал ряд проектов летательных аппаратов, построил ракетопланёр *РП-318-1* с жидкостным ракетным двигателем (рис. в таблице XIII). Был необоснованно репрессирован и в 1938—1944 находился в заключении: сначала на Колыме, затем, с 1940, в режимном КБ (*ЦКБ-29 НКВД*) в бригаде *А. Н. Туполева*, а в 1942 переведён в режимное КБ *В. П. Глушко* в Казани, где работал до 1946 заместителем главного конструктора по жидкостным ракетным ускорителям для боевых самолётов. С 1946 главный конструктор ракетно-космической техники. Под руководством **К.** запущен первый в мире искусственный спутник Земли (1957) и выведен на орбиту первый в мире космический корабль с человеком (*Ю. А. Гагарин*) на борту (1961). **К.** как главный конструктор осуществлял общее техническое руководство работами по первым космическим программам и стал инициатором развития ряда прикладных научных направлений, обеспечивших дальнейший прогресс в создании ракет-носителей и космических аппаратов. Золотая медаль имени К. Э. Циолковского АН СССР (1958). Ленинская премия (1957). Награждён 2 орденами Ленина, орденом «Знак Почёта», медалями. В 1966 АН СССР учредила золотую медаль имени С. П. Королева. Учреждены стипендии имени С. П. Королева для студентов высших учебных заведений. В Москве, Житомире и других городах сооружены памятники учёному, созданы мемориальные дома-музеи в Житомире, Москве и на космодроме Байконур, его имя носит Самарский авиационный институт. Именем **К.** назван талассоид на Луне. Урна с прахом в Кремлёвской стене.

**Соч.:** Творческое наследие акад. С. П. Королева. Избр. труды и документы, М., 1980.

Лит.: Асташенков П. Т., Главный конструктор, М., 1975; Из истории советской космонавтики. Сб. памяти академик С. П. Королева, М., 1983; Ветров Г. С., С. П. Королев в авиации. Идеи. Проекты. Конструкции. М., 1988.

С. П. Королёв.

**Королевский авиационный научно-исследовательский институт** (Royal Aircraft Establishment, RAЕ) — крупнейшая авиаракетно-космическая научно-исследовательская организация Великобритании. Подчиняется министерству обороны. Ведёт начало от основанного в 1878 аэростатного парка (Balloon Equipment Store), ставшего в 1908 аэростатным заводом (HM Balloon Factory). С 1911 самолётостроительный завод (Royal Aircraft Factory). Современное название с 1918. Разработка самолётов с 1908. В 1914—1918 создано свыше 500 самолётов 30 типов, многие из которых выпускались большими сериями. В последующие годы институт обеспечивал научно-техническую базу для самолёто- и авиадвигателестроения, авиационного оборудования, после 1945 развернул работы по ракетно-космической тематике. После присоединения в 1983 Национального газотурбинного института (National Gas Turbine Establishment, NOTE, основан в 1944) ведёт научные исследования почти по всем направлениям авиаракетно-космической техники. В середине 80-х гг. институт имел 13 научно-технических отделений, в том числе аэродинамики, материалов и конструкций, силовых установок, управляемого оружия, бортовых систем, лётных испытаний, радионавигационного оборудования, космических систем; более 10 крупных аэродинамических труб.

**Королевское авиационное общество** (Royal Aeronautical Society, RAeS) Великобритании. Основано в 1866, находится в Лондоне, имеет отделения в Новой Зеландии и ЮАР. В составе общества секции воздушного транспорта, сельскохозяйственной авиации, истории авиации, летчиков-испытателей, ракетной техники, космонавтики и другие. Организует конференции и выставки, проводит научные чтения. Присуждает награды за наиболее значительные работы в области авиации и космонавтики. Издаёт ежемесячный («Aeronautical Journal») и ежеквартальный («Aeronautical Quarterly») научно-технические журналы.

**Коротков** Фёдор Амосович (1908—1988) — советский конструктор систем автоматического регулирования авиационных двигателей, доктор технических наук (1965), заслуженный деятель науки и техники РСФСР (1978), Герой Социалистического Труда (1966). Окончил Военную академию механизации и моторизации Рабоче-крестьянской Красной Армии (1934). Работал в авиационной промышленности. В 1940—1984 главный конструктор. Под руководством **К.** разрабатывались агрегаты и системы топливопитания и регулирования многих авиационных поршневых и газотурбинных двигателей. Ленинская премия (1957), Государственная премия СССР (1949, 1961). Награждён 5 орденами Ленина, орденом Октябрьской Революции, 2 орденами Трудового Красного Знамени, медалями.

Ф. А. Коротков.

**корректор высоты** (от латинского corrector — исправитель) — устройство на летательном аппарате для формирования сигнала о текущем значении отклонения *барометрической высоты* полёта самолёта от некоторого её выбранного (опорного) значения. Используется в качестве источника информации для автоматической стабилизации (коррекции — отсюда название) высоты при выполнении некоторых видов манёвров. **К. в.** состоит из датчика барометрической высоты, устройства запоминания высоты в момент включения **К. в.** и устройства формирования сигнала разности между запомненной (опорной) и текущей высотами полёта. Может выполняться в виде самостоятельного прибора или входить в состав пилотажно-навигационных систем.

**коррозия** (от позднелатинского corrosio — разъедание) **авиационных материалов**. Материалы, используемые в авиационных конструкциях, подвергаются **К.** вследствие воздействия атмосферы, содержащей агрессивные аэрозоли галоидов, сернистый газ, влагу, а также вследствие накопления агрессивных жидкостей внутри планёра летательного аппарата. В гидросамолётах и других

изделиях авиационной техники, которые могут находиться в контакте с водой, **К.** развивается более интенсивно. В условиях тропиков **К.** усиливается под воздействием микроорганизмов, для которых питательной средой являются некоторые виды топлива и органических покрытий. **К.** развивается преимущественно по электрохимическому механизму. В двигателях и других элементах, подвергаемых нагреванию, усиливается окисление, усугубляемое агрессивными продуктами сгорания.

Специфика авиационных конструкций определяет применение в значительных объёмах лёгких сплавов, среди которых на первом месте находятся алюминиевые сплавы. Наиболее опасные виды **К.** для конструкционных алюминиевых сплавов — расслаивающая **К.** и коррозионное растрескивание (КР). Высокая прочность сплавов свойственна ориентированным структурам, при наличии которых оба названных вида **К.** способствуют образованию и развитию трещин и соответствии с этой ориентацией, то есть с раскрытием их по толщине, в высотном направлении. Расслаивающая **К.** является более распространенным в авиации видом коррозионного поражения. КР выявляется обычно в деталях, изготовленных из толстостенных полуфабрикатов, и лишь в отдельных случаях наблюдается у тонкостенных изделий с рекристаллизованным мало ориентированным зерном (например, в цельнотянутых трубах). В целях предотвращения этих видов **К.** используют структурно-регламентированное старение, получившее для ряда сплавов название «смягчающего», поскольку в этом случае оно приводит к снижению механической прочности. Контроль коррозионных свойств проводят измерением электрической проводимости, учитывая корреляцию с распадом твёрдого раствора и сопротивлением КР.

Сочетание различных типов нагружения и изменения характера коррозионного воздействия на стоянках и в полёте может приводить к сопряжённым или последовательным коррозионным поражениям разного вида. Например, у лопастей винтов вертолётов и самолётов первоначально возникшая транс- или межкристаллитная **К.** сопровождается последующим развитием усталостных или коррозионно-усталостных трещин. Сопротивление таким видам **К.** в основном определяется составом и структурой сплава и обработкой поверхности.

Детали летательных аппаратов из магниевых сплавов подвергаются в эксплуатации преимущественно «язвенной» **К.** Интенсивное её развитие в отдельных местах определяется наличием влаги и недостаточной адгезией защитных покрытий. В некоторых магниевых сплавах при наличии постоянно действующих, достаточно высоких растягивающих напряжений может развиваться и КР. Однако более характерно КР для высокопрочных сталей. В стальных деталях КР развивается в результате неправильной термообработки или нарушения режимов сварки, а также вблизи разного рода макро- и микроконцентраторов напряжений. См. также *Противокоррозионная защита*.

*Лит.:* Синявский В. С., Вальков В. Д., Будов Г. М., Коррозия и защита алюминиевых сплавов, М., 1979; Коррозия. Справочник, под ред. Л. Л. Шрайера, пер. с англ., М., 1981.

*В. С. Синявский.*

**косая петля** — *фигура пилотажа*: движение летательного аппарата в наклонной плоскости с разворотом на  $360\{\{\circ\}\}$  (см. рис.). При этом большая часть траектории лежит выше точки ввода в фигуру. Условно можно назвать *Нестерова петлей* в наклонной плоскости.

**Косая петля.**

**Косберг** Семён Ариевич (1903—1965) — советский конструктор авиационных и ракетных двигателей, доктор технических наук (1959), Герой Социалистического Труда (1961). Окончил Московский авиационный институт (1930). Работал в Центральном институте авиационного моторостроения (1930—1940). С 1941 главный конструктор КБ. Под руководством **К.** созданы агрегаты и системы топливопитания и регулирования для многих авиационных поршневых и газотурбинных двигателей. Разработаны опытные образцы жидкостных ракетных двигателей для

самолётов А. И. Микояна и А. С. Яковлева, первый отечественный кислородно-керосиновый жидкостный ракетный двигатель, запускаемый в условиях космического пространства, серийные жидкостные ракетные двигатели последних ступеней ряда ракет-носителей. Ленинская премия (1960). Награждён орденами Ленина, Отечественной войны 1-й степени, Красной Звезды, «Знак Почёта», медалями. Именем **К.** назван кратер на Луне.

**С. А. Косберг.**

**космические скорости** первая, вторая, третья — критические значения скорости летательного аппарата в момент его выхода на орбиту, определяющие форму траектории его движения в космическом пространстве. **К. с.** могут быть вычислены для любого расстояния  $r$  от центра Земли, однако наиболее часто **К. с.** определяются только для поверхности шаровой однородной модели Земли (радиусом 6371 км).

Первая **К. с.** — минимальная скорость, при которой космический аппарат в гравитационном поле Земли может стать искусственным спутником Земли. Вычисляется по формуле  $v_1 = (GM/r)^{1/2}$ , где  $GM = 398603 \text{ км}^3/\text{с}^2$  ( $G$  — постоянная тяготения,  $M$  — масса Земли). Первая **К. с.** называется также **круговой скоростью**; если в момент выхода на орбиту летательный аппарат имеет скорость, перпендикулярную направлению на центр Земли и равную  $v_1$ , то его орбита (при отсутствии возмущений) будет круговой. У поверхности Земли первая **К. с.** имеет значение  $v_1 = 7,91 \text{ км/с}$ .

Вторая **К. с.** — минимальная скорость, необходимая для того, чтобы летательный аппарат превратился в искусственный спутник Солнца. Применяются также и другие названия: **скорость убегания**, **скорость ускользания**, а также **параболическая скорость**, так как летательный аппарат с начальной скоростью  $v_{II}$  движется по параболической траектории, удаляясь сколь угодно далеко от Земли, оставаясь при этом в пределах Солнечной системы. Скорости меньше параболической называются **эллиптическими**, больше — **гиперболическими**. Вторая **К. с.** определяется по формуле  $v_{II} = (2GM/r)^{1/2}$ ; у поверхности Земли  $v_{II} = 11186 \text{ км/с}$ .

Третья **К. с.** — минимальная скорость, необходимая для того, чтобы летательный аппарат, запущенный у Земли, преодолел притяжение Солнца и покинул Солнечную систему. Третья **К. с.** определяется из условия, что летательный аппарат должен иметь параболическую скорость относительно Солнца, вблизи орбиты Земли эта скорость равна около 42 км/с. Чтобы ее достичь, тело у поверхности Земли должно приобрести скорость  $v_{III} = 16,67 \text{ км/с}$ .

Понятия **К. с.** применяются также при анализе движения летательного аппарата в гравитационных полях других планет или их спутников, Солнца.

**косой скачок уплотнения** — см. в статье *Ударная волна*.

**Костович** Огнеслав (Игнатий) Степанович (1851—1916) — изобретатель и конструктор в области воздухоплавания. По национальности серб. В юности жил в г. Пешт (Венгрия). В конце 1870-х гг. переселился в Россию. С 1879 работал над созданием дирижабля. Изыскивал для него новый тип прочного и лёгкого материала, в начале 1880-х гг. изобрёл «арборит» — фанеру высокой прочности. В 1882 организовал паевое Товарищество по постройке воздушного корабля Россия». Дирижабль не был достроен. **К.** предполагал использовать для дирижабля сконструированный им бензиновый двигатель, на который в 1888 он подал заявку. Привилегия на двигатель была выдана **К.** в 1892.

**О. С. Костович.**

**Котельников** Глеб Евгеньевич (1872—1944) — русский советский изобретатель, создатель авиационного ранцевого парашюта. Окончил Киевское военное училище (1894). В 1911 создал парашют РК-1 (русский, конструкции Котельникова, 1-я модель). В дальнейшем **К.** значительно усовершенствовал конструкцию парашюта, создав новые модели, в том числе РК-2 с полумягким ранцем, РК-3 и ряд грузовых парашютов, которые были приняты на вооружение советских ВВС.

Награждён орденом Красной Звезды.

Соч.: История одного изобретения. Русский парашют, 2 изд., М.—Л., 1939.

Лит.: Черненко Г. Т., Второе призвание, Л., 1982.

**Г. Е. Котельников.**

**Кочеригин** Сергей Александрович (1893—1958) — советский авиаконструктор. Окончил школу военных морских лётчиков в Нижнем Новгороде (1919), Военно-воздушную академию Рабоче-крестьянской Красной Армии имени профессора Н. Е. Жуковского (1926; ныне Военно-воздушная инженерная академия имени профессора Н. Е. Жуковского). Возглавлял конструкторскую бригаду в ЦКБ, был главным конструктором самолётостроительных заводов. Под его руководством разработаны и построены самолёты-штурмовики, разведчики, бомбардировщики, двухместный истребитель ДИ-6 (совместно с В. П. Яценко), выпускавшийся серийно и принимавший участие в боях на р. Халхин-Гол. Награждён орденом Красной Звезды, медалями.

**С. А. Кочеригин.**

**Кочетков** Андрей Григорьевич (1908—1990) — советский лётчик-испытатель, полковник, заслуженный лётчик-испытатель СССР (1959), Герой Советского Союза (1958). Окончил Качинскую военную авиационную школу (1929), Военно-воздушную академию Рабоче-крестьянской Красной Армии имени профессора Н. Е. Жуковского (1938; ныне Военно-воздушная инженерная академия имени профессора Н. Е. Жуковского), Работал в научно-исследовательском институте ВВС и ОКБ С. А. Лавочкина и П. О. Сухого. Испытывал опытные самолёты МиГ-3, МиГ-9, Як-3, ЛаГГ-3, Ла-5, Ла-15, Ла-200, Ла-250, Су-7 и другие, а также проводил испытания самолётов на прочность, штопор и флаттер. Награждён 2 орденами Ленина, 3 орденами Красного Знамени, орденом Отечественной войны 1-й степени, орденом Отечественной войны 2-й степени, 2 орденами Красной Звезды, медалями.

**А. Г. Кочетков.**

**Кочин** Николай Евграфович (1901—1944) — советский учёный в области механики, математики и геофизики, один из создателей современной динамической метеорологии, академик АН СССР (1939). Окончил Петроградский университет (1923). Преподавал в Ленинградском (1924—1934) и Московском (1938—1944) университетах. Работал в Математическом институте АН СССР (1932—1939), одновременно в Центральном аэрогидродинамическом институте (1936—1938), в Институте механики АН СССР (1939—44). Основные труды в области гидро- и аэродинамики, математики и теоретической механики. Дал решение уравнений для движения сжимаемой жидкости на вращающейся Земле. Исследования **К.** сильных разрывов (ударных волн) в сжимаемой жидкости имели большое значение для развития газовой динамики. Впервые дал строгое решение задачи для крыла конечного размаха.

Соч.: Собр. сочинен. т. 1—2, М.—Л., 1949.

**Н. Е. Кочин.**

**Кошиц** Дмитрий Александрович (1902—1944) — военный лётчик, планерист, испытатель автожиров, подполковник. Учился в строительном техникуме. В 1919 добровольно вступил в Красную Армию. Учился (1923—1925) в школе военных лётчиков, Серпуховской высшей школе воздушного боя и бомбометания («Стрельбом»). Был начальником штаба авиаэскадрильи (1926—1927), инструктором в авиабригаде научно-исследовательского института ВВС (1932—1937). В 30-х гг. испытывал советские автожиры КАСКР-2, ЦАГИ А-14, в 1940 — первый военный автожир А-7. В полётах на планерах установил рекорды: в 1929 высоты (1520 м), в 1933 — дальности буксировочного полёта с пассажиром на планёре Ш-5 за самолётом Р-5 (5025 км), в 1935 — продолжительности полёта (11 ч 30 мин) и высоты полёта (525 м) с двумя пассажирами. В 1932 совершил на авиетке Г-8 большой кольцевой агитперелёт по 20 городам страны

протяженностью 5200 км. Во время Великой Отечественной войны **К.** — лётчик-инспектор авиации. Погиб в авиакатастрофе. Награждён орденом Красной Звезды, медалями.

Д. А. Кошиц.

**коэффициент аккомодации** — безразмерный параметр, при помощи которого макроскопические характеристики потока молекул газа, отражённых от элемента поверхности тела, выражаются через соответствующие характеристики налетающих молекул. В *разреженных газов динамике* **К. а.** используются для аппроксимации функции распределения по скоростям отражённых молекул. На практике применяются эмпирический **К. а.** энергии и нормального (перпендикулярного поверхности) и тангенциального (касательного ей) импульсов, замыкающие задачу аэродинамического расчёта (в том числе расчёта *аэродинамического нагрева*) «выпуклых» летательных аппаратов в *свободномолекулярном течении*.

**коэффициент баллистический** — см. *Баллистический коэффициент*.

**коэффициент безопасности**  $f$  — используется при определении расчётных нагрузок на летательный аппарат  $P^p$  по значениям эксплуатационных максимальных нагрузок  $P^o$  и равен:  $f = P^p/P^o$ . **К. б.** вводится для обеспечения высокого уровня надёжности летательного аппарата по условиям статической прочности с учётом возможных разбросов внешних нагрузок и прочностных характеристик конструкции летательного аппарата. Значения **К. б.** задаются в Нормах прочности, в авиастроении приняты типовые значения  $f$  от 1,5 до 2.

**коэффициент восстановления полного давления** — отношение *полных давлений* в двух рассматриваемых сечениях элементарной *трубки тока*:  $v = p_{01}/p_{02}$ ; при этом поток направлен от сечения 1 к сечению 2. Отличие  $v$  от 1 физически связано с необратимыми процессами перехода кинетической энергии в теплоту на рассматриваемом участке. Используется при исследовании *стационарных течений* идеальной жидкости в отсутствие *массовых сил* (газодинамический расчёт газовых машин, турбореактивных двигателей и т. п.), характеризует, например, эффективность воздухозаборников воздушно-реактивных двигателей. **К. в. п. д.** необходим также для определения поля скоростей на основе экспериментальных данных по распределению давления.

В установившемся потоке идеальной несжимаемой жидкости и в изоэнтропическом потоке сжимаемой жидкости вдоль *линии тока* полное давление постоянно и, следовательно,  $v = 1$ . Если в элементарной струйке тока сверхзвуковой поток совершенного газа тормозится, проходя через прямой скачок уплотнения с *Маха числом*  $M$  перед ним, то **К. в. п. д.** вычисляется по формуле Рэлея

{{формула}}

{{формула}}

где  $\{\{\gamma\}\}$  — показатель адиабаты. Если вектор скорости потока образует с фронтом ударной волны угол  $\{\{\theta\}\}_\omega$  (косой скачок уплотнения), то  $v$  можно рассчитать по этой же формуле, если в ней  $M$  заменить на  $M_n = M \sin \{\{\theta\}\}_\omega$ . При пересечении элементарной струйкой тока системы из  $N$  ударных волн суммарный **К. в. п. д.** определяется произведением  $v\{\{\Sigma\}\} = \{\{\Pi\}\}_i^{n_i} v_i$ , где  $v_i$  — **К. в. п. д.** в  $i$ -й ударной волне. При движении несовершенного идеального газа **К. в. п. д.** для ударной волны определяется путём численного интегрирования уравнений газовой динамики, записанных в интегральной форме.

В. А. Башкин.

**коэффициент давления** в аэродинамике — безразмерная величина  $c_p$ , равная разности местного давления  $p$  и давления в невозмущённом потоке  $p_\infty$  отнесённой к *скоростному напору* невозмущённого потока:

{{ формула }}

где  $\{\rho\}_\infty$ ,  $V_\infty$  — плотность и скорость газа невозмущённого потока (на бесконечности).

**коэффициент избытка воздуха** — отношение действительного количества воздуха в горючей смеси к теоретически необходимому для ее полного сгорания (см. *Стехиометрический состав горючей смеси*). В зависимости от типа двигателя и режима его работы **К. и. в.** в камере сгорания может изменяться от значений меньше единицы до нескольких десятков.

**коэффициент надёжности**  $\{\eta\}$  — применяется для определения ресурса конструкции  $t_{\text{рес}}$  по результатам испытаний или расчётов долговечности конструкции  $t_p \cdot \{\eta\} = t_p / t_{\text{рес}}$ . **К. н.** вводится для обеспечения высокого уровня надёжности летательного аппарата по условиям сопротивления усталости и с учётом возможных разбросов характеристик этого сопротивления, достоверности данных о повторяемости внешних нагрузок, скорости распространения трещин и характерных особенностей мест разрушений, а также неточностей испытаний или расчётов.

**коэффициент пассажирозагрузки** — показатель занятости пассажирских мест в самолёте (в процентах), характеризующий интенсивность использования воздушных судов гражданской авиации. Для конкретного рейса определяется как отношение фактически выполненного объема работы (в пассажиро-км) к предельно возможному, равному произведению числа установленных на летательном аппарате пассажирских кресел на тарифное расстояние данного рейса. В статистической отчётности широко используются среднегодовые значения **К. п.** для парка гражданской авиации отдельных стран или мирового парка в целом. В 1989 **К. п.** в странах-участницах Международной организации гражданской авиации составил 68%. В СССР среднегодовой **К. п.** на воздушном транспорте достигал 80% и более.

**коэффициент полезного действия воздушного винта** — отношение полезной мощности, затрачиваемой на преодоление сопротивления движению летательного аппарата, к мощности двигателя  $N$ :  $\{\eta\} = PV/N$  ( $P$  — тяга винта,  $V$  — поступательная скорость летательного аппарата).

При таких скоростях полёта, когда на лопастях *воздушного винта* не возникает местных сверхзвуковых течений, основные потери связаны с *индуктивным сопротивлением* (индуктивные потери) и *профильным сопротивлением*. Индуктивные потери минимальны, если винт создаёт за собой поле скоростей, совпадающее с описываемой винтом твёрдой винтовой поверхностью. смещающейся с пост, скоростью в направлении своей оси. Такое или близкое к нему поле скоростей обеспечивается соответствующим выбором распределения *циркуляции скорости* вдоль лопасти (то есть выбором формы лопасти).

При больших дозвуковых скоростях полёта, когда на лопасти образуются области со сверхзвуковым течением, замыкаемые скачками уплотнений, существенным становится *волновое сопротивление* (волновые потери). Эффективным способом уменьшения волновых потерь является использование профилей с возможно большими значениями критических *Маха чисел* и *сверхкритических профилей*, а также отгиб лопасти назад (саблевидные лопасти) аналогично стреловидному крылу. Отгиб вперёд (*обратная стреловидность*) здесь эффекта не даёт вследствие роста относительной скорости обтекания с увеличением радиуса и смещения замыкающего скачка уплотнения к задней кромке. С ростом числа Маха полёта  $\{\eta\}$  воздушных винтов с широкими гонкими саблевидными лопастями (винтовентиляторов) уменьшается значительно меньше, чем  $\{\eta\}$  винтов с обычными узкими лопастями, хотя индуктивные потери одинаковы.

Г. И. Майкапар.

**коэффициент полезного действия компрессора, турбины** — отношение полезной работы к затраченной (располагаемой) в предположении отсутствия теплообмена потока с внешней средой. Наиболее широко распространены следующие коэффициенты полезного действия по параметрам заторможенного потока: изоэнтропический  $\{\eta\}_{\text{н.н.}}^*$  и политропический  $\{\eta\}_{\text{п.к.}}^*$  компрессора и  $\{\eta\}_{\text{т.}}^*$  неохлаждаемой турбины:

{{ формула }}

{{ формула }}

{{ формула }}

где  $i_{в1}^*$ ,  $i_{г1}^*$  — начальные значения удельной энтальпии воздуха и газа, Дж/кг;  $S_{п1}^*$  — начальное значение удельной изобарной энтропии воздуха, Дж/(кг\*К);  $i_{п.к.}^*$ ,  $i_{г.т.}^*$ ,  $S_{в.к.}^*$  — их конечные значения при действительном процессе;  $i_{п.т.}^*$  — конечные значения удельной энтальпии воздуха и газа при изоэнтропическом процессе и действительном давлении;  $\{\{\pi\}\}_к^*$  — степень повышения полного давления воздуха а компрессоре;  $R$  — удельная газовая постоянная воздуха, Дж/(кг\*К). При одинаковом аэродинамическом совершенстве в компрессоре с ростом  $\{\{\pi\}\}_к^*$  значение  $\{\{\eta\}\}_{и.к.}^*$  уменьшается, а значение  $\{\{\eta\}\}_{п.к.}^*$  сохраняется неизменным; в турбине с ростом степени понижения полного давления газа  $\{\{\pi\}\}_т^*$  значение  $\{\{\eta\}\}_т^*$  возрастает. Для охлаждаемой турбины применяется эффективный коэффициент полезного действия ступени  $\{\{\eta\}\}_{т.эф.}^*$ . В случае использования охлаждающего воздуха, подводимого в рабочее колесо для увеличения работы турбины.

{{формула}}

где  $G_г$ ,  $G_{о.с.а.}$ ,  $G_{в.р.к.}$  — массовый расход газа, охлаждающего воздуха в сопловом аппарате и в рабочем колесе, кг/с;  $i_{г1}^*$ ,  $i_{с1}^*$  — удельная энтальпия газа и воздуха при входе;  $i_{см.с.а.}^*$  — удельная энтальпия смеси газа и воздуха за сопловым аппаратом;  $i_{см.т.}^*$ ,  $i_{см.н.т.}^*$  — действительная удельная энтальпия смеси за турбиной и при изоэнтропическом расширении.

*В. М. Микартичан.*

**коэффициент полезного действия реактивного двигателя** — безразмерная величина, характеризующая степени совершенства реактивного двигателя как тепловой машины и реактивного движителя. Различают полный, эффективный и полётный (тяговый) **К. п. д. р. д.**

Полный коэффициент полезного действия  $\{\{\eta\}\}_о$ , выражается отношением полезной тяговой мощности двигателя к затраченной в единицу времени термохимической и кинетической энергии топлива, находящегося на борту летательного аппарата. Пренебрегая нагревом топлива в баках и системах вне двигателя, получим  $\{\{\eta\}\}_о = PV/[G_г(H_u + V^2/2)]$ , где  $P$  — реактивная тяга двигателя,  $V$  — скорость полёта,  $G_г$  — расход топлива (горючего и окислителя в ракетных двигателях) во всех камерах сгорания двигателя в единицу времени,  $H_u$  — теплота сгорания 1 кг топлива (в воздушно-реактивном двигателе) или 1 кг смеси горючего и окислителя (в ракетном двигателе). Полный коэффициент полезного действия равен произведению эффективного и полётного коэффициент полезного действия ( $\{\{\eta\}\}_э$  и  $\{\{\eta\}\}_п$ ), характеризующих соответственно термогазодинамическое совершенство двигателя и его совершенство как движителя:  $\{\{\eta\}\}_о = \{\{\eta\}\}_э \{\{\eta\}\}_п$ .

У воздушно-реактивного двигателя эффективный коэффициент полезного действия определяется отношением создаваемой двигателем располагаемой работы (в виде разности кинетической энергий вытекающих из сопел газов и набегающего потока воздуха) к затраченной энергии топлива. У воздушно-реактивного двигателя простейших одноконтурных схем (турбореактивный двигатель, прямоточный воздушно-реактивный двигатель) этот коэффициент полезного действия близок к термическому коэффициенту полезного действия термодинамического цикла и сохраняет характер его зависимости от основных параметров цикла. У турбореактивного двухконтурного двигателя  $\{\{\eta\}\}_э$  несколько снижается из-за потерь при обмене энергий между контурами, однако полный коэффициент полезного действия турбореактивного двухконтурного двигателя на малых скоростях растёт в связи с ростом полётного коэффициента полезного действия. У двигателей с форсажными камерами сгорания при малых  $V$  значение  $\{\{\eta\}\}_э$  уменьшается вследствие того, что подвод топлива в форсажные камеры осуществляется при более низком давлении воздуха однако при высоких сверхзвуковых скоростях полёта  $\{\{\eta\}\}_э$  значительно увеличивается из-за существенного повышения давления в двигателе вследствие динамического сжатия воздуха.

Полётный коэффициент полезного действия определяется отношением полезной тяговой мощности двигателя к создаваемой им располагаемой мощности. Этот коэффициент полезного действия определяется приближённой формулой *Б. С. Стечкина* для двигателей с единым реактивным соплом:  $\{\eta\}_n = 2\{V\}/1 + \{V\}$ , где  $\{V\} = V/\omega_c$  — отношение скоростей полёта и истечения газов из реактивного сопла (реально  $\{V\} < 1$ ,  $\{\eta\}_n < 1$ ). Полётный коэффициент полезного действия воздушно-реактивного двигателя может быть увеличен лишь при увеличении  $\{V\}$ , то есть уменьшением скорости истечения газов (например, при росте степени двухконтурности  $m$  в турбореактивном двухконтурном двигателе) или увеличением скорости полёта летательного аппарата.

У ракетных двигателей  $\{\eta\}_o$  определяется как отношение располагаемой работы (в виде суммы кинетической энергии вытекающих из сопла газов и топлива на борту летящего летательного аппарата) к полной энергии топлива, то есть  $\{\eta\}_o = (\omega_c^2 + V^2)/2(H_u + V^2/2)$ . Полётный коэффициент полезного действия ракетного двигателя выражается формулой  $\{\eta\}_n = 2\{V\}/(1 + \{V\}^2)$ .

Зависимости  $\{\eta\}_n$  от  $\{V\}$  для воздушно-реактивного двигателя (сплошная линия) и ракетного двигателя (штриховая линия) и области их работы показаны на рис. 1.

У турбовинтовых двигателей  $\{\eta\}_o$  определяется отношением эквивалентной мощности  $N_e$  к затраченной энергии топлива:  $\{\eta\}_o = N_e/(G_r H_u)$ . Полётный коэффициент полезного действия турбовинтовых двигателей выражается сложной формулой, его значение близко к значению коэффициента полезного действия винта  $\{\eta\}_v = P_v/N_v$ , где  $P_v$ ,  $N_v$  — тяга винта и мощность на его валу.

Воздушно-реактивные двигатели к концу 80-х гг. достигли высокого термогазодинамического совершенства. Дозвуковые турбореактивные двухконтурные двигатели при высокой степени повышения давления  $\alpha$  в цикле (до 30 только в компрессорах и до 50 с учётом динамического сжатия в полёте при *Маха числе* полёта  $M\{\infty\} = 0,8—0,85$ ) имеют  $\{\eta\}_o = 0,42—0,43$ , что превышает коэффициенты полезного действия, достигаемые в других транспортных тепловых машинах с простым рабочим циклом. Значение  $\{\eta\}_o$  у современных турбореактивных двигателей с форсажной камерой и турбореактивных двухконтурных двигателей с форсажной камерой при высоких скоростях полёта ( $M\{\infty\} = 2—3$ ) равно 0,4—0,5. Такие значения эффективного коэффициента полезного действия при высоких полётных коэффициентах полезного действия обеспечивают современным воздушно-реактивным двигателям высокие значения полного коэффициента полезного действия (рис. 2), который имеет тенденцию к росту при увеличении скорости полёта летательного аппарата (при  $V = 0$  всегда  $\{\eta\}_o = 0$ ).

*Лит.:* Теория воздушно-реактивных двигателей, под ред. С. М. Шляхтенко, М., 1975; Теория двухконтурных турбореактивных двигателей, под ред. С. А. Шляхтенко, В. А. Сосунова, М., 1979.

*В. А. Сосун.*

Рис 1. Полетный коэффициент полезного действия: 1 — турбореактивного двигателя с форсажной камерой и турбореактивного двухконтурного двигателя с форсажной камерой ( $M\{\infty\} = 2—2,5$ ;  $P_{max}1$ ); 2 — турбореактивного двухконтурного двигателя с  $m = 4—8$  ( $M\{\infty\} = 0,8—0,85$ ); 3 — жидкостного ракетного двигателя баллистических и космических ракет при  $V_{max}$ .

Рис 2. Полный коэффициент полезного действия воздушно-реактивных двигателей различных типов в зависимости от крейсерской скорости полета.

**коэффициент полноты сгорания топлива** — отношение количества теплоты, фактически выделившейся при сгорании 1 кг топлива, к его *теплоте сгорания*. **К. п. с. т.**, зависящий от многих конструктивных и режимных факторов камеры сгорания и двигателя, достигает, например, в основной камере сгорания на взлётном и максимальном режимах работы газотурбинного двигателя около 100%; его пониженное значение на режиме малого газа (вследствие низких значений

температуры и давления воздуха, входящего в камеру) вызывает выброс вредных веществ (оксида углерода и углеводородов).

**коэффициент потерь полного давления** — отношение разности полных давлений  $(p_1^* - p_2^*)$  воздуха (газа) соответственно в сечениях на входе в рассматриваемый элемент проточной части двигателя ( $p_1^*$ ) и на выходе из него ( $p_2^*$ ) к полному давлению  $p_1^*$  на входе в данный элемент:  $\{\delta\} = (p_1^* - p_2^*) / p_1^*$ ; характеризует газодинамические потери в элементах (узлах) воздушно-реактивного двигателя, в которых к воздуху (газу) не подводится и от него не отводится механическая работа. Чаще всего используется для оценки потерь полного давления в основных камерах сгорания газотурбинного двигателя коэффициент  $\{\delta\}_{к.с.} = (p_k^* - p_t^*) / p_k^*$ , где  $p_k^*$  и  $p_t^*$  — полные давления соответственно за компрессором и перед турбиной, а в форсажных камерах сгорания турбореактивного двигателя с форсажной камерой — коэффициент  $\{\delta\}_{ф.к.} = (p_n^* - p_\phi^*) / p_t^*$ , где  $p_t^*$  и  $p_\phi^*$  — полные давления соответственно за турбиной и за форсажной камерой. Коэффициент потерь полного давления связан с более распространённым при оценке потерь полного давления в элементах проточной части воздушно-реактивного двигателя *коэффициентом восстановления полного давления*  $v = p_2^* / p_1^*$  следующей зависимостью:  $\{\delta\} = 1 - v$ .

*Лит.:* Теория воздушно-реактивных двигателей, под ред. С. М. Шляхтенко, М., 1975; [Абрамович Г. Н.](#) Прикладная газовая динамика, 5 изд., ч. 1—2, М., 1991.

*В. И. Бакулев.*

**коэффициенты аэродинамические** — см. *Аэродинамические коэффициенты*.

**Кравченко** Григорий Пантелеевич (1912—1943) — советский лётчик, генерал-лейтенант авиации (1940), дважды Герой Советского Союза (1939). В Красной Армии с 1931. Окончил Качинскую военную авиационную школу имени А. Ф. Мясникова (1932), курсы усовершенствования комсостава при Академии Генштаба (1941). Участник боёв в районе р. Халхин-Гол, советско-финляндской и Великой Отечественной войн. В Великую Отечественную войну был командующим ВВС армии, командиром авиадивизии. Погиб в бою. Награждён орденом Ленина, 2 орденами Красного Знамени, орденами Отечественной войны 2-й степени, «Знак Почёта». Бронзовый бюст в селе Сулимовка Днепропетровской области. Урна с прахом в Кремлёвской стене.

*Лит.:* [Яковлев В. П.](#), [Устюжанин Г. П.](#) Генерал Кравченко, Челябинск, 1976.

*Г. П. Кравченко.*

**Красильщиков** Пётр Петрович (1903—1965) — советский учёный в области аэродинамики, профессор (1948), доктор технических наук (1949), заслуженный деятель науки и техники РСФСР (1964). Окончил Московский государственный университет (1936). Работал в Центральном аэрогидродинамическом институте (1926—1965). Преподавал в ряде вузов Москвы. Основные труды в области аэродинамики крыльев. Разработал ряд крыловых профилей (в конце 20-х гг. профили Р-II для учебных самолётов малых скоростей и планеров, применяющиеся до сих пор; профили 1-А, 1-Б — для первых советских реактивных истребителей С. А. Лавочкина, А. И. Микояна, П. О. Сухого, А. С. Яковлева), а также механизацию крыла с управлением пограничным слоем путём его отсоса и сдува с отклонённого закрылка. Ленинская премия (1961), Государственная премия СССР (1946, 1947). Награждён орденом Отечественной войны 1-й степени, 2 орденами Трудового Красного Знамени, медалями.

*Соч.:* Практическая аэродинамика крыла, М., 1973 (Труды ЦАГИ, в. 1459).

*П. П. Красильщиков.*

**«Красный лётчик»** — советский авиастроительное предприятие. Берёт начало от Петроградского государственного соединённого авиационного завода, образованного в конце 1920 в результате объединения бывших воздухоплавательного отделения *Русско-Балтийского вагонного завода*,

*«Первого Российского товарищества воздухоплавания С. С. Щетинин и К<sup>о</sup>»*, завода В. А. Лебедева (позднее к ним присоединился завод воздушных винтов «Интеграл»). С 1922 называется Государственный авиационный завод №3 «К. л.», с 1927 — завод №23. В 1922 — 24 завод выпускал гидросамолёты «Теллье», М-9, М-23, М-24, М-24бис, в 1923—1931 учебный самолёт У-1 (МУ-1), в 1926—1929 истребители И-2, И-2бис. В 1925—1927 в составе завода работал Отдел морского опытного самолётостроения (ОМОС) и строились опытные самолёты «Укрвоздухпуть», МРЛ-1, МР-2, -3, МУР-1, -2, РОМ-1, -2 МУ-2 (см. *Григоровича самолёты*), а в 1930—1932 — МУ-3, Ш-2. В 1928—1930 выпускался учебный (так называемый «переходный») самолёт П-2, а с 1929 завод стал основным поставщиком самолёта У-2. В предвоенные годы строился также самолёт УТ-2. В июле — августе 1941 завод №23 эвакуирован из Ленинграда в Новосибирск и частично в Казань. В Казани было продолжено производство У-2 (По-2). В разные годы на заводе работали *Д. П. Григорович, А. С. Москалёв, В. Б. Шавров, О. К. Антонов, Г. И. Бакшаев*.

**Красовский** Александр Аркадьевич (р. 1921) — советский учёный в области систем автоматического управления, член-корреспондент АН СССР (1968), генерал-майор, Герой Социалистического Труда (1981), Окончил Военно-воздушную академию Рабоче-крестьянской Красной Армии имени профессора Н. Е. Жуковского (1945; ныне Военно-воздушная инженерная академия имени профессора Н. Е. Жуковского); работает там же (профессор с 1954). Основные труды по теории автоматического управления полётом летательного аппарата. Государственная премия СССР (1976). Награждён орденами Ленина, Отечественной войны 1-й степени, Трудового Красного Знамени, Красной Звезды, «Знак Почёта», медалями. *Портрет смотри на стр. 290.*

*Соч.:* Динамика непрерывных самонастраивающихся систем. М., 1963; Системы автоматического управления полетом и их аналитическое конструирование, М., 1973; Теория корреляционно-экстремальных навигационных систем. М., 1979.

*А. А. Красовский.*

**Красовский** Николай Николаевич (р. 1924) — советский учёный в области математики и механики, академик АН СССР (1968; член-корреспондент 1964), Герой Социалистического Труда (1974). После окончания Уральского политехнического института (1949) работал там же [профессор (1957), заведующий кафедрой]. В 1959—1970 заведующий кафедрой Уральского государственного университета, в 1970—1977 директор Института математики и механики Уральского научного центра АН СССР, затем член Президиума Уральского отделения АН СССР. Фундаментальные труды по теории устойчивости движения, математической теории управления. Ленинская премия (1976), Государственная премия СССР (1984). Награждён 2 орденами Ленина, орденами Октябрьской Революции, Трудового Красного Знамени, медалями.

*Соч.:* Некоторые задачи теории устойчивости движения, М., 1959; Теория управления движением. Линейные системы, М., 1968; Управление динамической системой, М., 1985.

*Н. Н. Красовский.*

**Красовский** Степан Акимович (1897—1983) — советский военачальник, маршал авиации (1959), Герой Советского Союза (1945), профессор (1966). В Советской Армии с 1918. Окончил курсы усовершенствования начальников состава ВВС (1927), Военно-воздушную академию Рабоче-крестьянской Красной Армии имени профессора Н. Е. Жуковского (1936; ныне Военно-воздушная инженерная академия имени профессора Н. Е. Жуковского). Участник Гражданской, советско-финляндской и Великой Отечественной войн. В 1941—1945 командовал ВВС армии, фронта, воздушной армией. После войны командующий ВВС ряда военных округов, в 1956—1968 начальник Военно-воздушной академии имени Ю. А. Гагарина, с 1968 в Группе генеральных инспекторов МО СССР. Награждён 6 орденами Ленина, орденом Октябрьской Революции, 4 орденами Красного Знамени, орденами Суворова 1-й и 2-й степени, Кутузова 1-й степени, Богдана Хмельницкого 1-й степени, Красной Звезды, «За службу Родине в Вооружённых Силах

СССР» 3-й степени, медалями, а также иностранными орденами.

С. А. Красовский.

**крейсерская скорость** — скорость летательного аппарата на *крейсерском режиме* полёта. В зависимости от задачи полёта различают **К. с.** минимального времени полёта (**К. с.** максимальна), **К. с.** максимальной дальности полёта (расход топлива на 1 км пути минимален), **К. с.** экономическую (себестоимость перевозок минимальна) и **К. с.** максимальной продолжительности полёта (часовой расход топлива минимален).

**крейсерский режим полёта** — режим полёта летательного аппарата с постоянной скоростью. Основной режим полёта на дальность. Высота при **К. р.** может выдерживаться постоянной в процессе полёта или увеличиваться вследствие уменьшения массы самолёта по мере расходования топлива. **К. р.** определяется двумя параметрами — скоростью и высотой (или коэффициентом подъёмной силы на **К. р.**).

**крен** (от французского *car{\acute{e}}ne* — киль; подводная часть судна или от голландского *krengen* — класть судно на бок) — отклонение плоскости симметрии летательного аппарата от местной вертикали к земной поверхности. Характеризуется углом **К.** и скоростью **К.** **Угол крена**  $\{\{\gamma\}\}$  — угол между поперечной осью  $OZ$  и осью  $OZ\{\{m\}\}$  нормальной системы координат (см. *Системы координат*), смещённой в положение, при котором угол рыскания равен нулю. Угол **К.** считается положительным, когда ось  $OZ_g$  совмещается с осью  $OZ$  поворотом вокруг оси  $OX$  по часовой стрелке, если смотреть вдоль этой оси. При определении ориентации скоростной системы координат (СК) относительно нормальной используется **скоростной угол крена**  $\{\{\gamma\}\}_a$ , определяемый аналогично углу  $\{\{\gamma\}\}$ , но вместо оси  $OZ$  рассматривается боковая ось  $OZ_a$ . При описании движения ракет используют **аэродинамический угол крена**  $\{\{\phi\}\}_n$ , определяемый как угол между осью  $OY$  и осью  $OY_n$  СК, связанной с пространственным *углом атаки*.

Креном летательного аппарата называется также движение, при котором происходит изменение угла крена; характеризуется **скоростью крена**  $\{\{\omega\}\}_x$  — проекцией угловой скорости летательного аппарата на его продольную ось. Скорость **К.** считается положительной при вращении летательного аппарата вокруг оси  $OX$  по часовой стрелке. При анализе **К.** часто используют **безразмерную скорость К.**  $\{\{\omega\}\}_x$ , связанную со скоростью **К.** соотношением  $\{\{\omega\}\} = \{\{\omega\}\}_x l / 2V$ , где  $l$  — размах крыла летательного аппарата,  $V$  — скорость полета. Безразмерную скорость **К.** называют также **углом винтовой линии**, описываемой концом крыла.

Манёвры **К.** используются, например, при разворотах, при выполнении фигур пилотажа, при заходе на посадку для парирования смещения траектории летательного аппарата относительно оси взлётно-посадочной полосы. Управление **К.** осуществляется органами поперечного управления (см. *Органы управления*). Самопроизвольный **К.** летательного аппарата называют *валёжкой*. См. также *Боковое движение*.

М. А. Ерусалимский.

**кресло пассажирское** — предназначается для комфортабельного, удобного и безопасного пребывания пассажиров в полёте; элемент интерьера пассажирского салона. На первых пассажирских самолётах 1913—1914 использовались лёгкие сиденья и плетёные **К.** Современные **К.** оборудуются отклоняющимися спинками, столиками, средствами индивидуального обслуживания и развлечения, а также ремнями безопасности и средствами спасения. В зависимости от уровня комфорта пассажирского салонов различают **К.** первого, туристского, экономического классов и так называемого бизнес-класса. Для широкофюзеляжных самолётов кресла туристского класса модифицированы. Сохраняя габаритные размеры блоков унифицированы **К.** туристского класса, новые **К.** отличаются от них установкой на каждом пассажирском месте специального оборудования: кнопки вызова бортпроводников, пульта для прослушивания через индивидуальные наушники музыкальных программ и другие. В салонах

бизнес-класса размещаются **К.** бизнес-класса, удобные и комфортабельные, незначительно уступающие **К.** первого класса по габаритным размерам и декоративной отделке. Шаг установки, а также класс **К.** зависят от продолжительности полёта:

*Е. Н. Соколовская.*

Продолжительность полёта	Класс кресел	Шаг установки кресел (мм)
До 2 ч	Экономический	750-780
До 4 ч		810
До 6 ч	То же	870
Св. 6 ч	Туристский повышенного комфорта	870
То же	Первый	960-1020
«-«	Бизнес-класс	900

**Кретов** Степан Иванович (1919—1975) — советский лётчик, полковник, дважды Герой Советского Союза (1944, 1948). В Советской Армии с 1939. Окончил Балашовскую военную авиационную школу (1940), Высшую офицерскую лётно-тактическую школу (1950), Военно-воздушную академию (1958; ныне имени Ю. А. Гагарина). Участник Великой Отечественной войны. В ходе

войны был лётчиком, командиром звена, заместителем командира эскадрильи дальнебомбардировочного авиаполка. Совершил 400 боевых вылетов; экипаж **К.** сбил в воздухе 10 вражеских самолётов. После войны на командных и штабных должностях и преподавательской работе. Награждён 2 орденами Ленина, 2 орденами Красного Знамени, орденом Красной Звезды, медалями. Бронзовый бюст в Минусинске Красноярского края.

Лит.: Швецов А., В небе — Кретов, в кн.; Когда страна быть прикажет героем..., Красноярск, 1974.

С. И. Кретов.

**кривизна профиля.** Под кривизной профиля крыла обычно понимают кривизну его средней линии. **К. п.** один из основных геометрических параметров несимметричного профиля, классическим примером которого является *Жуковского профиль* (со средней линией, близкой к дуге окружности). **К. п.** принято характеризовать **вогнутостью профиля**, определяемой стрелой прогиба средней линии (см. рис. к статье *Профиль крыла*), то есть расстоянием по вертикали от хорды до средней линии; **К. п.** считается положительной, если средняя линия лежит выше хорды. Вогнутость профиля изменяется по хорде и может даже менять знак для профилей с S-образной средней линией. Максимальная относительная вогнутость профиля  $\{f\}_{\max}$  равна отношению максимальной стрелы прогиба  $f_{\max}$  средней линии к хорде  $b$  профиля:  $\{f\}_{\max} = f_{\max}/b$ .

При дозвуковых скоростях полёта положительная вогнутость профиля создаёт не зависящие от угла атаки приращения коэффициента подъёмной силы  $c_y$  и момента тангажа  $m_z$ , (см. *Аэродинамические коэффициенты*). В несжимаемой жидкости для тонкого профиля с параболической средней линией эти приращения равны  $\{\Delta\}c_{ya} = 4\{\pi\}f_{\max}$  и  $\{\Delta\}m_{za} = -\{\pi\}\{f\}_{\max}$ . Эффект увеличения подъёмной силы при наличии положительной вогнутости профиля широко используется в авиации. Например, на взлётно-посадочных режимах полёта для увеличения подъёмной силы при фиксированных *углах атаки* изменяют кривизну (вогнутость) профилей крыла путём отклонения *закрылков*. **К. п.** применяют также в сочетании с соответствующими углами геометрической *крутки крыла* для получения эллиптического распределения *циркуляции скорости* по размаху крыла, обеспечивающего минимальные *индуктивное сопротивление* при дозвуковых скоростях полёта. Максимальные относительные вогнутости профилей, оптимальных для дозвуковых скоростей полёта, достигают значения  $f_{\max} = 1,5—2,5\%$ . При этом максимальная вогнутость для классических дозвуковых профилей находится на расстоянии 30—50% хорды от носка крыла. Для *сверхкритических профилей*, рассчитанных на трансзвуковые скорости полёта, характерно более заднее ее положение по хорде (70—80%). Этим достигается уменьшение кривизны верхней образующей в носовой и центральных частях профиля и дополнительное подгружение хвостовой части профиля.

При сверхзвуковых скоростях полёта наличие вогнутости практически не создаёт приращения подъёмной силы. Тем не менее **К. п.** используется для минимизации сопротивления сверхзвуковых крыльев и получения заданного значения коэффициента момента тангажа при нулевой подъёмной силе.

Л. Е. Васильев.

**кризис сопротивления** — уменьшение сопротивления шара с возрастанием скорости набегающего потока при *Рейнольдса числах*  $Re$ , близких к критическому значению  $Re_{\{~\}} \approx 1,5 \cdot 10^5$ . Явление было установлено в 1912 *А. Г. Эйфелем*, объяснено в 1914 *Л. Прандтлем*. Поскольку оно противоречит известному факту о возрастании сопротивления тела пропорционально квадрату скорости, то его называют также **парадоксом Эйфеля — Прандтля**.

При  $Re < Re^*$  на поверхности шара развивается *ламинарный пограничный слой*, который отрывается в окрестности *миделевого сечения*, при этом срывная зона охватывает всю кормовую часть шара, что обуславливает значительное сопротивление давления.

При  $Re > Re^*$  ламинарный режим течения в окрестности миделя сменяется турбулентным (точка  $T$

на рис.); *турбулентный пограничный слой* по сравнению с ламинарным имеет более наполненный профиль скорости и может выдержать большие положительные градиенты давления. Вследствие этого точка 5 отрыва пограничного слоя смещается вниз по потоку, сокращаются поперечные размеры застойной зоны, и, хотя при этом *сопротивление трения* несколько возрастает, *полное сопротивление аэродинамическое* шара уменьшается из-за существенного снижения сопротивления давления. Своё объяснение Прандтль подтвердил результатами экспериментальных исследования обтекания двух шаров, один из которых имел гладкую поверхность, а на лобовой поверхности другого было установлено тонкое проволочное кольцо для искусственной турбулизации течения. Установка кольца (турбулизатора) привела к смещению точки отрыва потока вниз по течению с сечения  $\{\{\varphi\}\} \approx 80\{\{\circ\}\}$  при ламинарном пограничном слое в сечение  $\{\{\varphi\}\} \approx 100\text{—}120\{\{\circ\}\}$  и уменьшению полного сопротивления шара.

**К. с.** имеет место также при движении с дозвуковыми скоростями других плохо обтекаемых тел с гладким контуром: круговой цилиндр, эллипсоиды и т. д. Для хорошо обтекаемых тел (аэродинамические профили и другие) он практически не наблюдается.

*В. А. Баикин.*

Распределение коэффициента давления  $c_p = 2(p - p_{\infty})/\{\{\rho\}\}u^2\{\{\infty\}\}$  ( $p$  — давление на поверхности шара,  $p_{\infty}$  — давление в набегающем потоке,  $u_{\infty}$  — скорость потока,  $\{\{\rho\}\}$  — плотность среды вдоль образующей шара: 1 —  $Re = 157200$ ,  $c_x = 0,471$ ; 2 —  $Re = 251300$ ,  $c_x = 0,313$ ; 3 —  $Re = 298500$ ,  $c_x = 0,151$ ; 4 —  $Re = 424500$ ,  $c_x = 0,143$ ; штриховая кривая — идеальная жидкость при безотрывном обтекании;  $M$  — положение максимума скорости среды,  $c_x$  — безразмерный коэффициент полного аэродинамического сопротивления.

**Крикун** Александр Филиппович (1909—1970) — советский воздухоплаватель. Окончил Московскую воздухоплавательную школу ГВФ (1936). Выполнял полеты на свободных аэростатах для тренировок лётного состава и научно-исследовательских целей (налетал свыше 2500 ч); совершил ряд рекордных полётов на аэростатах разных объёмов. В 1938 вместе с *А. А. Фоминым* и *Г. И. Голышевым* выполнил полёт на субстратостате с планёром, отцепленным на высоте 5100 м. Выполнил ряд полётов для отработки прыжков с парашютом с аэростата, Помощник командира стратостата-парашюта ВР-60 «Комсомол», совершившего 12 октября 1939 полёт на высоте 16800 м. В годы Великой Отечественной войны начальник штаба отдельного воздухоплавательного отряда. После войны работал пилотом свободных аэростатов в Центральной аэрологической обсерватории Гидрометеослужбы СССР. 27 апреля 1949 вместе с *П. П. Полосухиным* при полёте на субстратостате СССР ВР-79 объёмом 2650 м<sup>3</sup> установил всесоюзный рекорд высоты прыжка (11668 м), который превышал мировой.

*А. Ф. Крикун.*

**криогенная аэродинамическая труба** (от греческого  $kr\{\{y\}\}os$  — холод, мороз, лёд и  $-gen\{\{e\}\}s$  — рождающий, рождённый) — *аэродинамическая труба*, в которой рабочий газ охлаждается вплоть до температуры начала равновесной конденсации в потоке. Охлаждение потока производится с целью повышения *Рейнольдса числа*  $Re$  за счёт уменьшения динамической вязкости. Другие известные способы увеличения  $Re$  путём увеличения *полного давления*  $p_0$  или характерных размеров  $l$  аэродинамической трубы и модели приводят к увеличению требуемой для проведения эксперимента мощности привода ( $N\{\{\infty\}\}p_0l^2$ ), тогда как увеличение чисел Рейнольдса путём снижения *температуры торможения*  $T_0$  приводили уменьшению мощности привода ( $N\{\{\infty\}\}T_0^{0.5}$ ).

Охлаждение рабочего газа — воздуха или азота — производится обычно путём впрыска и испарения в нём жидкого азота. При заданных давлении  $p_0$  и размере рабочей части  $l$  имеют место следующие зависимости основных параметров **К. а. т.** от температуры торможения при *Маха числе*  $M = const$ :  $Re\{\{\infty\}\}T_0^{-1.4}$ , расход газа  $G\{\{\infty\}\}T_0^{-0.5}$ , скорость  $\omega\{\{\infty\}\}T_0^{0.5}$  и скоростной напор  $q = \{\{\rho\}\}\omega^2/2 \approx G\omega/2$  не зависит от  $T_0$  (см. рис.). При  $Re = const$ ,  $p_0 = const$  расход полной энергии для обычной компрессорной трубы требуется примерно в 2 раза больший, чем для

криогенной включая затраты на получение жидкого азота. Постоянство скоростного напора а является очень важным качеством **К. а. т.**: при охлаждении потока ( $p_0 = \text{const}$ )  $Re$  растёт, а нагрузка на модель не изменяется, что позволяет исследовать отдельно влияние значения  $Re$  и *аэроупругости* на аэродинамические характеристики модели.

При криогенных температурах свойства воздуха (или азота) отличаются от свойств *совершенного газа*. Однако эти отличия при давлениях до 0,4 МПа и температурах, которые превышают температуры конденсации, составляют не более 1% и практически не сказываются на газодинамических характеристиках потока. Потому при анализе экспериментальных данных и проведении аэродинамических расчётов можно пользоваться уравнениями для совершенного газа с показателем адиабаты  $\{\{\gamma\}\} = 1,4$ .

*А. Л. Искра.*

Зависимости относительных значений числа Рейнольдса  $\{\{Re\}\}$ , плотности газа  $\{\{p\}\}$ , расхода газа  $\{\{G\}\}$ , скоростного напора  $\{\{d\}\}$ , потребной мощности  $\{\{N\}\}$  и скорости потока  $\{\{w\}\}$  (отнесённых к их значениям при некоторой «начальной» температуре) от температуры торможения  $T_0$ .

**криогенное топливо** — жидкое топливо (при температуре ниже 120 К), получаемое сжижением газов глубоким охлаждением, **К. К. т.** относятся жидкие *водород*, *метан* и (в значительной мере условно) *пропан*. Они обладают повышенным *хладоресурсом топлива*, что важно для решения проблем, связанных с охлаждением теплонапряжённых элементов летательного аппарата, силовой установки и бортового оборудования при больших скоростях полёта.

Широкие перспективы открываются при использовании в качестве авиационного топлива жидкого водорода, имеющего высокие энергетические характеристики. С применением водорода связывают возможности создания самолётов с большими гиперзвуковыми скоростями полёта. Жидкий пропан рассматривается в качестве эффективного хладагента для бортовых систем кондиционирования и теплонапряжённых элементов летательных аппаратов и силовых установок. При использовании пропана значительно легче (по сравнению с использованием водорода и метана) решаются проблемы сжижения, транспортировки, хранения, а также размещения **К. т.** на летательном аппарате. Метан по многим важным эксплуатационным показателям (плотности, температурному диапазону жидкого состояния и другим) существенно уступает пропану, но превосходит его по ресурсам сырья.

В 1988 в СССР начались лётные испытания экспериментального самолёта Ту-155, способного использовать в качестве топлива жидкий водород и сжиженный природный газ.

*Н. Ф. Дубовкин.*

**критическая скорость течения** — местная скорость  $\{\{\alpha\}\}^*$  стационарного течения газа, равная местной *скорости звука*. **К. с. т.** вводится обычно при анализе движения идеального *совершенного газа*, формула для её расчёта следует из *Бернулли уравнения* при отсутствии массовых сил:  $\{\{\alpha\}\}^* = [2H(\{\{\gamma\}\} - 1)/(\{\{\gamma\}\} + 1)]^{\{\{1/2\}\}} = V_m[(\{\{\gamma\}\} - 1)/(\{\{\gamma\}\} + 1)]^{\{\{-1/2\}\}}$ , где  $\{\{\gamma\}\}$  — показатель адиабаты,  $H$  — энтальпия торможения,  $V_m$  — *максимальная скорость* в газе. В задачах аэро- и гидродинамики **К. с. т.** часто используется в качестве характерного масштаба скорости.

**критические режимы летательного аппарата** — опасные формы свободного движения летательного аппарата (например, *инерционное вращение*, *самовращение*, *сваливание*, *штопор*), развивающиеся при значительных превышениях установленных для данного типа летательного аппарата лётных ограничений. Общим для таких режимов является сложное пространственное движение, нередко с большими скоростями вращения и значительными линейными и угловыми ускорениями, вследствие чего летательный аппарат может практически полностью выйти из-под контроля нетренированного лётчика. Кроме того, возникающие при этом изменения характера реакции летательного аппарата на отклонения органов управления для выхода из **К. р.** требуют, как

правило, особых приёмов пилотирования.

**критическое сечение сопла** — см. в статье *Лавая сопло*.

**Крокко** (Сгоссо) Газтано Артуро (1877—1968) — итальянский специалист в области авиации и артиллерии, один из пионеров ракетной техники, генерал. Учился в университете в Палермо (1896—1900). Статьи по авиации и воздухоплаванию печатал с 1902. Особое внимание уделял вопросам устойчивости и управляемости летательных аппаратов. В 1904 одним из первых обосновал необходимость применения элеронов. Большое внимание уделял исследованию воздушных винтов, первым предложил (1905) использовать режим авторотации винта для осуществления аварийной посадки вертолётов. В 1904—1926 — один из руководителей итальянского дирижаблестроения. Построенный в 1908 при его участии дирижабль Р-1бис положил начало итальянской школе полужёстких дирижаблей. Внёс ряд усовершенствований в конструкцию, аэродинамику и вооружение дирижаблей. После 1926 занимался авиацией, особое внимание уделял проблемам высотной и реактивной авиации, испытывал твердотопливные ракеты. После Второй мировой войны возглавлял Итальянскую ассоциацию ракетных исследований и аэронавтики, пропагандировал межпланетные полёты и космические исследования, в том числе «пакетное» использование ракетных двигателей. Именем **К.** назван кратер на Луне.

**Г. А. Крокко.**

**Крокко** (Сгоссо) Луиджи (р. 1909) — итальянский учёный в области авиации и космонавтики, профессор. Окончил Римский университет (1931). В 1928—1949 занимался теоретическими и экспериментальными исследованиями в области аэродинамики больших скоростей и реактивного движения. С 1949 работает в США; руководитель Гуггенхаймского центра реактивного движения в Принстоне (1949—73).

**круговая скорость** — см. в статье *Космические скорости*.

**«Крузейру ду Сул»** (Serviços Aéreos Cruzeiro do Sul) — авиакомпания Бразилии. Осуществляет перевозки в странах Южной Америки. Основана в 1927. В 1989 перевезла 3,6 миллионов пассажиров, *пассажирооборот* 3,63 миллиардов пассажиро-км. Авиационный парк — 13 самолётов.

**Крутень** Евграф Николаевич (1890—1917) — русский лётчик, капитан. Окончил Гатчинскую военную авиационную школу со званием военного лётчика (1914). В 1914—1916 лётчик, командир второго армейского авиационного отряда, командир второго авиационного отряда истребителей. В 1916 командирован во Францию и Великобританию, где ознакомился с постановкой авиационного дела, освоил новые типы самолётов, принял участие в боевых действиях. После возвращения в Россию назначен (апрель 1917) командиром второй боевой авиационной группы, в состав которой входили три отряда истребителей. **К.** разработал теорию и проверил на практике многие приёмы воздушного боя. Им написаны работы «Воздушный бой» (1916), «Истребительная авиация» (1917) и другие. Сбил около 20 самолётов противника. Погиб в июне 1917, возвращаясь с боевого задания.

*Лит.:* Залуцкий Г. В., Выдающиеся русские лётчики. М., 1953.

**Е. Н. Крутень.**

**крутка крыла** — угловое отклонение местных хорд крыла от его базовой плоскости (см. *Системы координат летательного аппарата*) и (или) изменение кривизны профилей крыла по его размаху. Различают геометрические и аэродинамические крутки. **Геометрическая К. к.** — изменение по размаху крыла углов между базовой плоскостью крыла и местными хордами при постоянном по размаху значении кривизны профиля; характеризуется местным **углом крутки**, который считается положительным, если передняя точка хорды лежит выше задней. Изменение кривизны профилей по размаху крыла при расположении всех местных хорд в одной плоскости называется

аэродинамической **К. к.** или аэродинамической закрученностью крыла. При малых углах атаки можно считать, что подъёмная сила в каждом сечении закрученного неплоского крыла при заданном угле атаки равна сумме подъёмной силы в этом сечении для плоского крыла при том же угле атаки и дополнительной подъёмной силы, обусловленной **К. к.**; характерным свойством закрученного крыла является наличие ненулевой подъёмной силы в различных сечениях крыла при нулевой подъёмной силе всего крыла.

**К. к.** широко применяется в прикладной аэродинамике для создания *несущих поверхностей* с заданными суммарными аэродинамическими нагрузками. Наиболее важным является использование **К. к.** для получения приращения коэффициента продольного момента (см. *Аэродинамические коэффициенты*) при нулевой подъёмной силе и для минимизации той части *сопротивления аэродинамического*, которая связана с созданием подъёмной силы; при дозвуковых скоростях полёта таким сопротивлением является *индуктивное сопротивление*. Применение **К. к.** позволяет повысить степени реализации *подсасывающей силы* и получить распределение нагрузки по размаху крыла, близкое к эллиптическому, при котором индуктивное сопротивление минимально. При сверхзвуковых скоростях полёта наряду с индуктивным (вихревым) сопротивлением появляется *волновое сопротивление*, которое также может быть уменьшено путём применения соответствующей **К. к.**

Оптимальные формы срединной поверхности крыла, то есть оптимальные **К. к.**, определяются из решения соответствующих вариационных задач. Широко используются для этой цели панельные методы линейной *крыла теории*. Обычно решается задача отыскания оптимальной **К. к.**, обеспечивающей получение минимального сопротивления при заданной подъёмной силе с дополнительными возможными ограничениями на значения коэффициента продольного момента и угла атаки, соответствующие нулевой подъёмной силе, на максимально допустимые углы крутки и прогибы средней линии и т. д. Применение оптимальных **К. к.** позволяет практически реализовать заметные выигрыши в значениях сопротивления и максимального *аэродинамического качества* летательного аппарата при сверхзвуковых скоростях, в особенности при дозвуковых кромках крыла. Например, применение **К. к.** на крыле с частично дозвуковыми передними кромками позволило повысить значение максимального аэродинамического качества сверхзвукового пассажирского самолёта Ту-144 при крейсерских *Маха числах* полёта  $M_{\infty} = 2—2,2$  на 10%. При сверхзвуковых передних кромках крыла возможности уменьшения сопротивления, обусловленного подъёмной силой, за счёт **К. к.** значительно сужаются.

*Л. Е. Васильев.*

**крыла теория** — математическое описание в рамках определенной схемы течения взаимодействия движущегося *крыла* летательного аппарата с окружающей средой при заданных внешних условиях, геометрии крыла, законах его движения и деформациях поверхности (упругих или вызванных отклонениями рулей). **К. т.** — одна из основных проблем аэродинамики на всех этапах её развития — базируется на уравнениях газовой динамики, выражающих собой *сохранения законы*; на поверхности крыла выполняются граничные условия прилипания в вязкой и непротекания в идеальной жидкости.

Математическая постановка задач **К. т.** всегда представляла собой компромисс между потребностями практики и возможностями теории, основное внимание в **К. т.** уделяется изучению пространственных эффектов; анализ локальных явлений при условиях, в которых работают отдельно взятые сечения крыла, обычно рассматриваются *профиля теорией*. Особенности применяемых схем течения определяются: 1) формой крыла в плане, наиболее важными характеристиками которой являются *удлинение* крыла  $\{\{\lambda\}\} = l/S$  ( $l$  — размах,  $S$  — площадь крыла) и *угол стреловидности*  $\{\{\chi\}\}$ ; 2) *Маха числом* полёта  $M_{\infty} = V/a_{\infty}$  ( $V$  — скорость движения крыла относительно среды,  $a_{\infty}$  — *скорость звука* в невозмущенном потоке); 3) относительными значениями возмущений газодинамических переменных, которые вносятся телом в невозмущенный поток и определяются прежде всего местными *углами атаки* и числом

$M\{\{\infty\}\}$ .

Наибольшее развитие и применение получила линейная **К. т.**, в которой удерживаются только первые степени возмущений газодинамических переменных. Она неприменима для *трансзвуковых течений* и *гиперзвуковых течений*, а также при больших углах атаки крыла; при транс- и гиперзвуковых скоростях потока поведение возмущений описывается нелинейными уравнениями, линеаризация которых практически невозможна. С начала XX в. и до 40-х гг. **К. т.** развивалась для **несжимаемой жидкости** применительно к крыльям малой стреловидности и большого удлинения. Фундаментальные основы её были заложены *Н. Е. Жуковским* и *С. А. Чаплыгиным*. Жуковский показал, что механизм образования подъёмной силы можно описать в рамках модели идеальной жидкости (см. *Жуковского теорема*). Он ввёл понятие о *вихрях присоединённых*, связанных с крылом, и предложил схему обтекания (схему несущей нити), которая легла в основу всех вихревых методов расчёта крыла и воздушного винта, а *Чаплыгина — Жуковского условие* о конечности скорости на задней острой кромке профиля дало простой и универсальный подход к выделению решения, имеющего физический смысл. Согласно этой схеме, крыло заменяется одним прямолинейным присоединённым вихрем с переменной по размаху *циркуляцией скорости*  $\Gamma$ , и с него по направлению невозмущённой скорости сбегает слой полубесконечных *вихрей свободных*, что обеспечивает выполнение теоремы о постоянстве циркуляции скорости. Согласно правилу плоских сечений (см. *Тонкого тела теория*), каждое сечение  $z_0 = \text{const}$  крыла обтекается как профиль при истинном угле атаки  $\{\{\alpha\}\} = \{\{\alpha\}\}_r - \{\{\Delta\alpha\}\}$ , где  $\{\{\alpha\}\}_r$  — геометрический угол атаки,  $\{\{\Delta\alpha\}\}$  — *скос потока*, значение которого зависит от скорости, индуцируемой свободными вихрями на присоединённом. В результате для определения  $\Gamma(z_0)$  получается **интегро-дифференциальное уравнение Прандтля**:

$\{\{\text{формула}\}\}$

где  $\{\{\alpha\}\}(z_0)$  и  $f(z_0)$  — известные функции, определяемые геометрией крыла и формой профиля.

Со второй половины 40-х гг. в связи с применением стреловидных крыльев малого удлинения интенсивно разрабатывается более точная схема несущей поверхности (см. также *Стреловидного крыла теория*). В этом случае тонкое, слабо изогнутое крыло, близкое к плоскости  $y = 0$  (рис. 1), заменяется вихревым слоем интенсивности  $\{\{\gamma\}\}(x, z)$ , расположенным на проекции крыла на плоскость  $y = 0$ . Свободные вихри  $\{\{\Sigma\}\}$  сходят с задней кромки крыла и располагаются в плоскости  $y = 0$  параллельно оси  $x$ , их интенсивности, согласно теореме о сохранении циркуляции скорости, выражаются через  $\{\{\gamma\}\}(x, z)$ . Получающаяся замкнутая вихревая система создаёт поле скоростей, *потенциал скорости* которого  $\{\{\phi\}\}(x, y, z)$  удовлетворяет уравнению Лапласа  $\{\{\Delta\phi\}\} = 0$  и граничному условию непротекания на поверхности крыла:  $\partial\{\{\phi\}\}/\partial y_0 = f(x_0, z_0)$  ( $= -V\{\{\infty\}\}$ ). С помощью *Био — Савара формулы* задача по определению  $\{\{\gamma\}\}(x, z)$  сводится к решению сингулярного интегрального уравнения

$\{\{\text{формула}\}\}$

(интеграл поднимается в смысле конечной части по Адамару). По найденному полю скоростей поле давления определяется с помощью *Бернулли уравнения*, а нагрузки на крыло (разность  $\{\{\Delta\}\}p$  давлений на нижней и верхней поверхностях) вычисляются по теореме Жуковского «в малом»:  $\{\{\Delta\}\}p = \{\{\rho\}\}W_{ov}\{\{\gamma\}\}$ , где  $\{\{\rho\}\}$  — плотность среды,  $\{\{\gamma\}\}$  — интенсивность присоединённого вихревого слоя,  $W_{ov}$  — нормальная к оси вихри составляющая относительной скорости в точке, принадлежащей крылу. Эта формула обладает большой общностью: она применима для любой тонкой несущей поверхности, в том числе и при нестационарном обтекании.

В сжимаемой жидкости потенциал скорости удовлетворяет линеаризованному уравнению

$\{\{\text{формула}\}\}$

При дозвуковых скоростях ( $M\{\{\infty\}\} < 1$ ) линейная задача с помощью преобразования Прандтля —

Глауэрта

$$x = (1 - M^2)^{1/2} x_m, y = y_m, z = z_m$$

(индекс «м» обозначает преобразованные координаты) сводится к предыдущей, но для крыла преобразованной формы в плане (см. *Прандтля — Глауэрта теория*). При сверхзвуковых скоростях в качестве неизвестной функции удобно взять потенциал скорости  $\{\{\varphi\}\}(x, y, z)$ . Решение линеаризованного уравнения имеет вид (области интегрирования указаны на рис. 1):

{\{формула\}}

где  $R_2 = [(x - x_0)^2 - (M\{\{\infty\}\}^2 - 1)[(y - y_0)^2 + (z - z_0)^2]^{1/2}$ . Значения  $\partial\{\{\varphi\}\}/\partial y$  на  $S$  известны из граничного условия непротекания, на диафрагмах  $\{\{\sigma\}\}$  из соображений симметрии  $\{\{\varphi\}\}(x_0, 0, z_0) = 0$ , а на вихревом следе  $\{\{\Sigma\}\}$  из условия сохранения циркуляции скорости  $\{\{\varphi\}\}(x_0, 0, z_0) = \{\{\varphi\}\}(x^*_0, 0, z^*_0)$ , где  $x^*_0, z^*_0$  — координаты задней кромки.

Линейная **К. т.** позволяет надёжно изучать суммарные и некоторые локальные эффекты для крыльев и самолётов при умеренных углах атаки (кроме транс- и гиперзвуковых скоростей), поэтому она продолжает развиваться. В связи с внедрением *адаптивных крыльев* появились задачи, в которых определяются деформации поверхности (обычно углы отклонения носков) для обеспечения безударного обтекания и ликвидации отрыва потока. Потребности *динамики полёта* и *аэроупругости* стимулировали развитие нестационарной **К. т.** как при гармонических (колебания самолёта, флаттер), так и произвольных (переходные режимы, воздействие порывов ветра) зависимостях параметров от времени. При этом усложняется структура свободных вихрей (наряду с продольными появляются поперечные вихри), что существенно усложняет уравнения **К. т.** и методы их решения.

Прогресс ЭВМ и численных методов дали жизнь новому научному методу — вычислительному эксперименту. Наряду с традиционными схемами большое развитие получили дискретные вихревые схемы с соответствующим математическим описанием (метод дискретных вихрей, панельный метод).

Значительным достижением аэродинамики явилось установление и внедрение в практику самолётостроения эффекта полезного отрыва. При обтекании тонких крыльев с острых передних кромок сходит носовая *вихревая пелена*, которая на крыльях большой стреловидности сворачивается в устойчивые вихревые жгуты, создающие дополнительное разрежение над крылом. В результате возрастают несущие свойства и критический угол атаки крыла. Поэтому одной из важных задач **К. т.** стало установление диапазона углов атаки и *скольжения*, а также угловых скоростей, в котором имеет место эффект полезного отрыва. Оказалось, что критические значения этих параметров можно находить расчётом из условия невозможности существования вихревых жгутов (из-за пульсаций и разрушения). При достаточно больших *Рейнольдса числах* отрывные режимы с фиксированными местами отрыва потока можно исследовать в рамках теории идеальной жидкости, как правило, путём решения нестационарных задач. На рис. 2 проведено сравнение теоретических и экспериментальных данных для треугольного крыла ( $\{\{\gamma\}\} = 1,5$ ), а на рис. 3 показаны вихревые структуры, вычисленные методом дискретных вихрей.

При полностью отрывном нестационарном обтекании тонкого крыла свободные вихри сходят со всех кромок и образуют систему продольных и поперечных вихрей (рис. 4) с осями, не параллельными вектору местной скорости. В методе дискретных вихрей криволинейные нити суммарных вихрей (присоединённых и свободных) на крыле и свободных вне его заменяются системой прямолинейных вихревых отрезков, образующих совокупность замкнутых вихревых четырёхугольников, при этом циркуляции скорости вокруг сторон четырёхугольника одинаковы. (В панельном методе непрерывное распределение вихрей заменяется кусочно непрерывным, по элементами поверхности тела — панелям.) Значения циркуляции присоединённых вихрей изменяются за счёт схода свободных, которые движутся со скоростями частиц жидкости, так что

остаются справедливыми все теоремы о вихрях, Форма следа определяется последовательно в каждый расчётный момент времени. При этом условие Чаплыгина—Жуковского удовлетворяется на всех кромках, а граничное условие непротекания — в конечном числе точек на поверхности крыла (светлые кружки на рис. 4). Нахождение циркуляции скорости сводится к решению системы линейных алгебраических уравнений, невырожденность определителя которой обеспечивает устойчивость счёта. При этом выполняются все условия задачи, причём уравнения неразрывности и импульсов в несжимаемой жидкости — автоматически.

При безотрывном обтекании крыла вихри с передних кромок не сходят, а при частично отрывном сходят только с их части, которая заранее считается известной. Например, заострение передних кромок гарантирует появление на них отрыва; предотвратить о его, даже на тонком крыле, можно отклонением секций носков, причём углы отклонения, обеспечивающие безударное обтекание, находятся расчётом. В стационарных задачах циркуляции скорости присоединённых вихрей во времени не меняются и нет поперечных свободных вихрей; форма вихревого следа при каждом угле атаки вычисляется методом итераций. При больших до- и трансзвуковых скоростях полёта поверхность крыла и вихревой след за ним также заменяются системами вихревых отрезков, но в отличие от несжимаемой жидкости вне крыла необходимо вводить соответствующим образом распределённые источники (см. *Источники и стоки*). Определение циркуляции вихрей, интенсивностей источников и формы следа осуществляется также методом итераций, причём потенциал скорости на  $m$ -й итерации удовлетворяет уравнению Пуассона  $\{\{\Delta\phi\}\}^{(m)} = M\{\{\infty\}\}^{-2}F^{(m-1)}(x, y, z)$ , правая часть которого считается известной и выражается через потенциал скорости и его производные на предыдущей итерации. Итерационный процесс быстро сходится, и обычно требуется не более 5 итераций даже при появлении зон с умеренными сверхзвуковыми скоростями. На рис. 5 показаны линии постоянных значений числа Маха на верхней поверхности треугольного крыла с  $\{\{\lambda\}\} = 1,5$  при отрывном обтекании ( $\{\{\alpha\}\} = 15\{\{\circ\}\}$ ,  $M\{\{\infty\}\} = 0,7$ ).

Схема тонкой несущей поверхности даёт приемлемые результаты по аэродинамическим нагрузкам и суммарным характеристикам, но недостаточна для изучения распределения давления по крылу, поэтому развиваются модели с учётом конечности толщины тела. На сверхзвуковых скоростях, когда области влияния поверхности на данную точку (часть поверхности, ограниченная обратным конусом Маха, см. рис. 1) ограничены, основное применение получили прямые численные методы интегрирования уравнений газовой динамики (так называемые методы конечных разностей, крупных частиц и другие). Изучение отрывного обтекания крыльев конечной толщины на дозвуковых скоростях привело к физико-математическим моделям, основанным на схемах идеальной жидкости и пограничного слоя; влияние последнего сказывается в увеличении эффективной толщины крыла и, главное, в формировании отрыва. Методы **К. т.** используются для исследования несущих поверхностей и другие типов (крестообразных, кольцевых и т. д.), а также схематизированных компоновок самолётов.

Численные методы и ЭВМ становятся одним из основных источников информации в аэродинамике. Однако аналитические подходы в **К. т.** продолжают играть существенную роль как при математической постановке задачи, так и при организации вычислительного эксперимента. Точные соотношения (например, *обратимости теорема*), асимптотические решения и т. д. служат важным средством контроля, иногда позволяют упростить решение некоторого класса задач (метод сращиваемых асимптотических разложений и другие). За физическим экспериментом, в особенности натурным, остаётся важнейшая контрольная роль. Вычислительный эксперимент в сочетании с физическим даёт возможность установить количеств, рамки применимости используемых схем и моделей. ЭВМ позволили использовать их в полном виде без каких-либо дополнительных упрощений, поэтому существенно расширяются области применимости классических схем; особенно это относится к модели идеальной жидкости.

*Лит.:* Жуковский Н. Е., О присоединённых вихрях, Собр. соч., т. 4, М., 1949; Чаплыгин С. А., О давлении плоскопараллельного потока на преграждающие тела (к теории аэроплана). Собр. соч., т. 2, М., 1948; Голубев В. В., Лекции по теории крыла, М.—Л., 1949; Красильщикова Е. А., Крыло

конечного размаха в сжимаемом потоке, М.—Л., 1952; Белоцерковский С. М., Тонкая несущая поверхность в дозвуковом потоке газа, М., 1965; Эшли Х., Лэндал М., Аэродинамика крыльев и корпусов летательных аппаратов, пер. с англ., М., 1969; Белоцерковский С. М., Скрипач Б. К., Табачников В. Г., Крыло в нестационарном потоке газа, М., 1971; Белоцерковский С. М., Ништ М. И., Отрывное и безотрывное обтекание тонких крыльев идеальной жидкостью, М., 1978; Исследование сверхзвуковой аэродинамики самолетов на ЭВМ, М., 1983.

*С. М. Белоцерковский.*

Рис. 1. Основные области в схеме несущей поверхности:  $S$  — крыло;  $\{\{\Sigma\}\}$  — вихревой след;  $\{\{\sigma\}\}$  — диафрагмы; штриховыми прямыми показаны прямой и обратный конусы Маха; заштрихована область влияния.

Рис. 2. Эффект полезного отрыва на треугольном крыле ( $\{\{\lambda\}\} = 1,5$ ) — зависимости коэффициентов нормальной силы  $c_n$  и продольного момента  $m_z$  от угла атаки  $\{\{\alpha\}\}$ : 1 — расчет с носовой пеленой (штриховая линия — переходный режим с пульсациями вихревых жгутов); 2 — без носовой пелены;  $\{\{\bullet\}\}$  — эксперимент на тонком крыле (относительная толщина  $\{\{\epsilon\}\} = 1\%$ ),  $\{\{\circ\}\}$  — на крыле с профилированными сечениями ( $\{\{\epsilon\}\} = 18\%$ ).

Рис. 3. Вихревые структуры треугольного крыла ( $a$ , крыло изображено треугольником) и стреловидного крыла с наплывом ( $b$ , крыло обозначено буквой  $S$ ,  $\alpha = 15\{\{\circ\}\}$ ); стрелками указано направление набегающего потока.

Рис. 4. Расчётная вихревая схема крыла (красная линия) в теории несущей поверхности (отрывное нестационарное обтекание).

**крылатая ракета** — беспилотный летательный аппарат одноразового действия с автономной системой наведения, снаряжённый ядерной или обычной боевыми частями, совершающий управляемый полёт в атмосфере. **К. р.** подразделяются на до-, сверх-, гиперзвуковые; стратегические и тактические; для поражения наземных и морской целей; авиационного, морской и наземного базирования. Управление **К. р.** осуществляется с помощью аэродинамических сил. В качестве маршевого двигателя применяется турбореактивный двигатель, турбореактивный двухконтурный двигатель, прямоточный воздушно-реактивный двигатель, комбинированный прямоточный воздушно-реактивный двигатель и другие. Для сообщения дозвуковым **К. р.** наземного и морского базирования необходимой скорости полета на ней устанавливается ускоритель в виде ракетного двигателя твёрдого топлива. У сверхзвуковых **К. р.** с прямоточным воздушно-реактивным двигателем роль крыла при больших сверхзвуковых скоростях могут выполнять корпус ракеты и боковые воздухозаборники; разгон ракеты до скорости, соответствующей началу работы маршевого прямоточного воздушно-реактивного двигателя ( $M\{\{\infty\}\} = 1,8—2,2$ ), осуществляется либо с помощью заряда твёрдого топлива, располагаемого внутри камеры сгорания прямоточного воздушно-реактивного двигателя (комбинированный прямоточный воздушно-реактивный двигатель) либо с помощью ускорителя в виде ракетного двигателя твёрдого топлива расположенного снаружи — по бокам ракеты или по схеме «тандем». В зависимости от положения органов продольного управления относительно центра масс ракеты принято различать «нормальную» аэродинамическую схему (рули в хвостовой части корпуса), «утку» (рули в носовой части корпуса) и «бесхвостку» (рули на задней кромке крыла).

**К. р.** (прежде их называли беспилотными самолётами-снарядами) применялись Германией в конце Второй мировой войны (ФАУ-1). В США разработка **К. р.** начата в 50-е гг.

Созданы **К. р.** «Матадор», «Мейс», «Снарк», «Регулус», которые при дальности полёта 1000—8000 км и дозвуковой скорости были тяжёлыми и громоздкими (стартовая масса 5,5—27 т, длина 10—20 м, диаметр корпуса 1,3—1,5 м). Достижения военной технологии 70-х гг. дали возможность резко повысить точность наведения **К. р.**, уменьшить габаритные размеры и разместить их на подвижных пусковых платформах — самолётах, кораблях, подводных лодках и мобильных

наземных пусковых установках.

Отличительными чертами современных дозвуковых **К. р.** являются массовость их применения, малые высота полёта и заметность в радиолокационном, оптическом (инфракрасном) и акустическом диапазонах (см. «*Стелс*» техника). В качестве системы наведения стратегических дозвуковых **К. р.** с ядерной боевой частью применяется корреляционная система, в которой используется метод навигации по топографическим картам местности. Набор таких карт вводится в запоминающее устройство цифровой вычислительной машины ракеты. С помощью радио- и барометрических высотомеров вычисляется высота рельефа местности над уровнем моря, которая сравнивается с эталонными данными, заложенными в цифровой вычислительной машине. После определения координат автопилот возвращает ракету на расчётную траекторию. Точность выхода ракеты а район цели зависит в основном от точности карт и типа рельефа (равнина, предгорье, горы и т. д.). Для дезориентации системы ПВО полет от одного участка коррекции до другого совершается по криволинейному маршруту, а для уменьшения уязвимости — с огибанием рельефа на малой высоте. Для **К. р.** с обычной боевой частью с целью повышения точности попадания в цель возможно применение систем конечного наведения с использованием датчиков в радио и оптическом диапазонах длин волн. Рассматривается также возможность использования для наведения **К. р.** систем, размещаемых на искусственный спутник Земли. Большое значение для будущих **К. р.** имеют перспективные экономичные двигатели и энергоёмкие топлива высокой плотности.

Основные данные дозвуковых стратегических **К. р.** США с ядерной боевой частью (дальность 2500 км, скорость 885 км/ч):

Показатель	ALC M-B (AG M-86B]	«Тома гавк» (BGM - 109A)
Носитель	Самолет	Подводная лодка, корабль
Длина, м	6,32	6,18*
Диаметр м	0,61 (ширина)	0,517
Размах крыла	3,66	2,60
Масса	1360	1440*

, кг		
------	--	--

\*С ускорителем.

А. П. Добролюбов.

**крыло** — несущая поверхность летательного аппарата, создающая основную аэродинамическую подъёмную силу. Аэродинамические, весовые и прочностные свойства **К.** в основном определяются его геометрическими характеристиками (*профилем крыла*, формой **К.** в плане, то есть формой крыла при виде сверху, размерами, см. *Размах крыла*, *Хорда*, *Площадь крыла*) и конструктивно-силовой схемой. В авиастроении используются самые разнообразия **К.**, различающиеся формой, конструкцией и размерами. Форма крыла, его размеры в значительной степени определяются назначением летательного аппарата, но их выбор во многих отношениях остается компромиссным. Например, для достижения высокого значения *аэродинамического качества К.* при дозвуковых скоростях полета желательно иметь как можно большее удлинение крыла в то время как проблема снижения веса конструкции требует уменьшения.

Различают крылья фиксированной и изменяемой в полёте геометрии. Как правило, **К.** симметрично относительно вертикальной плоскости летательного аппарата.

Простейшим классом **К. фиксированной геометрии** являются трапециевидные крылья с прямолинейными передними и задними кромками (рис. 1, а). Для определения геометрии трапециевидных крыльев достаточно задать три параметра, например, удлинение  $\{\{\lambda\}\}$  сужение  $\{\{\eta\}\}$  и угол стреловидности по передней кромке  $\{\{\chi\}\}_0$  (в более общем случае угол стреловидности по линии  $n$  процентов хорд  $\{\{\chi\}\}_n$ ). К трапециевидным **К.** относят, в частности, **К.** прямой и обратной стреловидности, а также треугольные и ромбовидные **К.** (рис. 1, б—д). Треугольные крылья определяются всего одним параметром, например  $\{\{\chi\}\}_0$  ( $\{\{\lambda\}\} = 4/\text{tg}\{\{\chi\}\}_0$ ,  $\{\{\eta\}\} = \{\{\infty\}\}$ ). К треугольным **К.** примыкают так называемые готические **К.** с передними кромками параболической формы (рис. 1, е). Особое место в крыла теории занимает **К.** эллиптической формы в плане, у которого закон изменения хорд  $b$  по размаху имеет вид  $b = b_0(1 - \{\{z\}\}^2)^{1/2}$ , где  $\{\{z\}\} = 2z/l$  ( $b_0$  — корневая хорда крыла,  $l$  — его размах). В рамках модели несущей линии Л. Прандтлем было показано, что такое **К.** обладает минимальным *индуктивным сопротивлением* при заданном удлинении. Обычно такое **К.** komponуется из двух полуэллипсов, имеющих общую большую ось, которая одновременно является линией 1/4 хорд эллиптического крыла (рис. 1, ж).

Важное практическое значение имеет класс **К.** сложной формы в плане, представляющих собой комбинацию исходного трапециевидного крыла с передним, а возможно и задним наплывами крыла (рис. 1, з). Форма их может быть различной. При простейшей треугольной форме наплывов для задания геометрии **К.** сложной формы в плане требуется как минимум пять геометрических параметров. К крыльям сложной формы в плане следует отнести также оживальное **К.** (рис. 1, и). **К.** сложной формы в плане обладают специфическими аэродинамическими свойствами и представляют авиационным конструкторам более широкие возможности для удовлетворения многочисленных и часто противоречивых практических требований, предъявляемых к крылу. Поскольку для каждого режима полёта оптимально **К.** с определенными параметрами, уже в 30-е гг. были предложены конструкции самолётов с **К.** изменяемой в полёте геометрии. Из всех предложений как естественный способ наиболее полного удовлетворения требований к многорежимным самолётам, летающим на дозвуковых и сверхзвуковых скоростях, а также на малых высотах, в практику авиастроения вошёл *самолёт с крылом изменяемой в полёте стреловидности*. При разработке таких самолётов выяснилось, что и на форму **К.** изменяемой стреловидности приходится налагать определенные ограничения. В частности, оказалось, что **К.** изменяемой стреловидности должно иметь развитую неподвижную центропланную часть, чтобы обеспечить приемлемые характеристики продольной устойчивости при изменении угла стреловидности консолей (рис. 1, к). К крыльям изменяемой геометрии следует отнести поворотное *антисимметричное крыло* (рис. 1, л), которое в отличие от всех остальных **К.** не имеет

вертикальной плоскости симметрии, а также различные варианты Х-образных крыльев (рис. 1, м).

Специфическую группу составляют крылья экзотических форм в плане, к которым можно отнести, например, крылья двухпланной схемы с сомкнутыми концевыми хордами, крылья, концы которых сомкнуты с концами хвостового горизонт, оперения, кольцевое **К.** *кольцеплана* (колеоптера), крылья обратного сужения.

В ракетной технике широко применяются крестообразные и *решётчатые крылья*.

Конструктивно **К.** обычно имеет отъёмные части, прикреплённые к *центроплану* или фюзеляжу летательного аппарата (рис. 2). Иногда **К.** может быть отдельным агрегатом планёра летательного аппарата. У **К.** с изменяемой в полёте стреловидностью отъёмная подвижная часть крепится к неподвижной части консоли или к центроплану с помощью шарнира. Различают следующие основные зоны или части **К.**: носовую, центральную, хвостовую, корневую, концевую и законцовку (рис. 3). К **К.** иногда также относят и наплывы. В носовой части располагаются отклоняемые носки, *Крюгера щитки*, *предкрылки*, в центральной — *интерцепторы*, в хвостовой — *элероны*, *закрылки*, *элевоны*, и т. п. (см. *Механизация крыла*, *Органы управления*). Законцовка представляет собой концевой обтекатель **К.**, к которому могут крепиться противофлаттерные грузы, аэронавигационные огни и т. п. В некоторых случаях на **К.** устанавливаются *шайбы концевые*. На поверхности многих стреловидных крыльев имеются аэродинамические *перегородки*.

Во внутреннем пространстве **К.** обычно размещаются топливо, различные коммуникации, приводы механизации **К.** и органов управления с проводками управления, ёмкости для жидкостей и газов, электронное и другое оборудование. В **К.** могут размещаться ниши для уборки стоек шасси, и, если в полёте стойки убираются в **К.**, эти ниши закрываются специальными створками. Кроме того, в **К.**, на **К.** или пилонах под **К.** могут устанавливаться двигатели, подвешиваться контейнеры с дополнительным оборудованием, подвесные топливные баки, вооружение.

На **К.** действует совокупность нагрузок, основными из которых являются: аэродинамические нагрузки, нагрузки от вибраций, акустические нагрузки, избыточное давление во внутренних полостях **К.**, распределённые и сосредоточенные массовые силы, пропорциональные *перегрузке*, если на **К.** установлены двигатели — тяга двигателей, нагрузки, вызываемые нагревом конструкции; реакция фюзеляжа и (для военных самолётов) силы, возникающие при функционировании размещённого на **К.** вооружения.

Конструкция **К.** должна обеспечивать *статическую прочность* и усталостную (см. *Усталость*) прочность, отсутствие *дивергенции* (это особенно относится к **К.** с обратной стреловидностью), *реверса* органов управления и *флаттера*. *Расчётные случаи* нагружения **К.**, коэффициент безопасности, условия обеспечения безопасности по реверсу и флаттеру предусматриваются *Нормами прочности* и другими нормативными документами. Для сохранения аэродинамических свойств **К.** в некоторых случаях лимитируются его упругие деформации (см. *Аэроупругость*). Одно из важнейших требований к конструкции **К.** — минимальная масса; существенное значение имеют требования технологичности и удобства эксплуатации.

Прочность **К.** определяется в основном прочностью силовой конструкции его центральной части, поскольку именно здесь осуществляется передача всех действующих на **К.** сил к фюзеляжу летательного аппарата и максимальны значения изгибающих моментов. Поэтому строительная высота (толщина профиля **К.**) в этой зоне максимальна. *Силовой набор К.* состоит обычно из *лонжеронов*, *стрингеров*, *нервюр*, *панелей* (или «работающей» *обшивки*). В зависимости от конструкции обычно различают лонжеронные, моноблочные и кессонные (см. *Кессон*) крылья. В лонжеронных **К.** преобладающая часть изгибающего момента передаётся лонжеронами, в кессонных — обшивкой или панелями. **К.**, в котором элементы силового набора образуют однозамкнутый кессон, называется монококовым. Поскольку в носовой и хвостовой частях **К.** изгибающий момент обычно невелик, то они выполняются с обшивкой небольшой толщины, с

панелями стрингерного или вафельного типа или же с применением *сотовых конструкций* (рис. 4). Существуют также сплошные металлические **К.** (например, у ракет). Особые конструктивные решения предусматриваются в **К.** *гиперзвуковых самолётов*, подвергающихся интенсивному *аэродинамическому нагреванию* (см. *Горячая конструкция, Охлаждаемая конструкция*).

Силовая схема **К.** определяет выбор и взаимное расположение элементов силового набора. Кессонную схему с большим числом лонжеронов называют стеночной; она характеризуется отсутствием нормальных нервюр и наличием мощных панелей. В нервюрной схеме много нормальных нервюр и сравнительно мало лонжеронов; панель выполняется в виде тонкой обшивки, подкреплённой стрингерами. Многолонжеронная схема с лонжеронами, параллельными размаху, часто применяется в **К.** малого удлинения. В небольших **К.** такого типа иногда используется расположение лонжеронов «звездой» (рис. 5). В **К.** большого удлинения применяется схема со стреловидными лонжеронами, иногда оптимальной оказывается переменная стреловидность. Употребляются различные подкосные схемы и т. д. От правильного выбора силовой схемы в значительной мере зависят жесткостные и массовые характеристики **К.**

В **К.** применяются почти все конструкционные *авиационные материалы*, в том числе волокнистые *композиционные материалы*. Применение последних не только уменьшает массу конструкции благодаря большей удельной прочности и жёсткости, но и создаёт дополнительные возможности управления жёсткостью. Соответствующий подбор направлений волокон в слоях позволяет, например, уменьшить крутильную деформацию **К.** и обеспечить достаточную эффективность элеронов.

Лит.: Кюхеман Д., Аэродинамическое проектирование самолетов, М., 1983.

Л. Е. Васильев, Л. Ш. Коткин.

Рис. 1. Различные формы крыла в плане.

Рис. 2. Крыло самолёта: 1 — правый элерон; 2 — триммер элерона; 3 — двухщелевой закрылок; 4 — интерцептор; 5 — левый элерон; 6 — законцовка; 7 — предкрылок; 8 — аэродинамическая перегородка.

Рис. 3. Отъёмная часть крыла: 1 — нервюра; 2 — лонжероны; 3 — панель; 4 — люк.

Рис. 4. Хвостовая часть крыла: а — тонкая обшивка со стрингерами; б — сотовый блок; в — вафельная панель.

Рис. 5. Силовые схемы крыла: а — подкосная схема; б — схема с параллельными лонжеронами; в — расположение лонжеронов «звездой»; 1 — наклонный лонжерон, 2 — усиленная нервюра; 3 — лонжерон; 4 — бортовая нервюра; 5 — подкос.

**крыло бесконечного размаха** — теоретическая модель крыла, в которой *профиль крыла* принимается неизменным по его размаху, а размах крыла считается бесконечно большим. Поскольку в этом случае реализуется *плоскопараллельное течение*, то расчёты аэродинамических характеристик крыла упрощаются. Согласно идее *Н. Е. Жуковского*, при расчётах **К. б. р.** заменяется одним *вихрем присоединённым*, а основанная на этой модели теория несущей нити (см. *Крыла теория*) используется и для расчётов крыльев достаточно большого, но конечного размаха.

**«Крылья родины»** — ежемесячный авиационно-космический журнал. Издаётся с октября 1950. Журнал освещает самолётный, вертолётный, парашютный, дельтапланёрный, воздухоплавательный, авиамодельный и другие виды авиационного спорта, проблемы военной и гражданской авиации, малоизвестные страницы истории авиации, рассказывает о космонавтике, КБ, самодельных летательных аппаратах, лётчиках-испытателях, ведёт раздел в помощь техническому творчеству школьников всех возрастов «Крылышки». Награждён групповым Дипломом Международной авиационной федерации.

**Крюгера щиток** — более простой, чем *предкрылок*, элемент механизации передней части крыла (см. статью *Механизация крыла* и рис. 1 к ней). **К. щ.** выдвигается и отклоняется с нижней поверхности крыла и от плоских щитков отличается формой носовой части, обеспечивающей более благоприятное его обтекание. **К. щ.** выполняются со щелями и без щелей. Принцип увеличения подъёмной силы крыла на больших углах атаки за счёт **К. щ.** тот же, что и за счёт предкрылка, но эффективность **К. щ.** меньше, чем предкрылка. **К. щ.** используются также в сочетании с предкрылками: в центральной части крыла устанавливаются **К. щ.**, а на консольной части — предкрылки.

**«Кубана»** (Empresa Consolidada Cubana de Aviacion) — авиакомпания Кубы. Осуществляет перевозки в страны Южной Америки, Европы и Азии. Основана в 1929, до 1961 называлась «Компанья Кубана де авиасьон». В 1989 перевезла 1,32 миллиона пассажиров, *пассажирооборот* 2,12 миллиардов пассажиро-км, Авиационный парк — 69 самолётов.

**Кубышкин** Алексеи Георгиевич (р. 1908) — советский лётчик-испытатель, подполковник. Окончил Оренбургскую военную школу лётчиков (1934). С 1934 на испытательской работе в научно-исследовательском институте ВВС. Участник Великой Отечественной войны. Проводил испытания опытных самолётов конструкции Н. Н. Поликарпова, А. Н. Туполева, С. А. Лавочкина, В. П. Яценко и других. Провёл государственные испытания истребителей Ла-5 и Ла-5ФН. Летал на самолётах около 50 типов. Награждён 2 орденами Красного Знамени, орденами Отечественной войны 1-й и 2-й степеней, Красной Звезды, медалями.

**А. Г. Кубышкин.**

**Кувшинов** Леонид Михайлович (1914—1973) — советский лётчик-испытатель, полковник, заслуженный лётчик-испытатель СССР (1959), Герой Советского Союза (1957). В Советской Армии с 1936. Окончил Московский аэроклуб, Оренбургскую (1936) и Борисоглебскую (1937) военные школы лётчиков. Работал в научно-исследовательском институте ВВС (1939—1962). Участник Великой Отечественной войны. Освоил более 100 типов самолётов. Проводил государственные испытания истребителей Як, МиГ, в том числе взлёт с катапульты на истребителе МиГ-19. Принимал участие в совершенствовании космической техники и подготовке космонавтов. Награждён 2 орденами Ленина, 4 орденами Красного Знамени, орденами Отечественной войны 1-й и 2-й степени, орденом Красной Звезды, медалями.

**Л. М. Кувшинов.**

**«Кудашев-1»** — самолёт, построенный в 1910 профессором Киевского политехнического института А. С. Кудашевым. Биплан (см. рис. в таблице IV) деревянной конструкции с вынесенными на фермах передним рулём высоты к хвостовым оперением (стабилизатор и руль направления). Длина самолёта 10 м, размах крыльев 9 м, их суммарная площадь 34 м<sup>2</sup>. Обтяжка крыльев — из прорезиненного полотна, двигатель «Анзани» мощностью 25,7 кВт. Полетная масса 420 кг. Полёт, выполненный Кудашевым 23 мая (5 июня) 1910 на Сырецком ипподроме в Киеве, стал первым в России полётом самолёта отечественной постройки.

**Кудрин** Борис Николаевич (1898—1977) — советский лётчик-испытатель. Окончил краткие теоретические курсы авиации при Императорском техническом училище (1916; ныне МГТУ), Гатчинскую военную авиационную школу (1917). Инженерное военное училище в Петрограде (экстерном), Высшую военную авиационную школу в Одессе (1917). Участник Первой мировой и Гражданской войн. С 1918 в Советской Армии. В 1922—1924 помощник начальника Высшей школы воздушной стрельбы и бомбометания в г. Серпухове. Летал на самолёте «Илья Муромец». Работал в Борисоглебской военной авиационной школе (1924—1925), был лётчиком на линии Архангельск — Сыктывкар (1927—1932). В 1932—1950 лётчик-испытатель. Проводил заводские испытания опытных самолётов Харьковского и Казанского авиационных институтов, Центрального аэрогидродинамического института, ОКБ В. Ф. Болховитина и Н. Н. Поликарпова, летательных аппаратов ОКБ В. Н. Челомея. Испытывал самолёты И-153 с турбокомпрессором,

ВИТ-1, ВИТ-2, СПБ, *БИ* в безмоторном варианте и с жидкостным ракетным двигателем, летательные аппараты-бесхвостки и другие. Награждён орденами Красного Знамени, Отечественной войны 1-й степени, Красной Звезды, медалями.

**Б. Н. Кудрин.**

**Кузнецов** Вячеслав Александрович (1902—1984) — советский авиаконструктор. В 1920 начал работать чертёжником в Комиссии по тяжёлой авиации. С 1921 в Экспериментальном авиационном отделе Центрального аэрогидродинамического института. В 1929 окончил вечернее отделение Московского высшего технического училища. Одновременно с работой в Центральном аэрогидродинамическом институте преподавал в Московском авиационном институте (1933—1935). В Центральном аэрогидродинамическом институте принимал участие в проектировании аэродинамических труб, в проектировании и испытаниях вертолётов, исследованиях воздушных винтов. В 1930 возглавил бригаду по проектированию экспериментальных автожиров. До 1939 под руководством **К.** спроектированы и построены автожиры ЦАГИ-2ЭА, А-6, -8, -13, -14, 45. В 1939—1941 **К.** — начальник конструкторского отдела вертолётного завода. С начала войны — в ЛИИ, где принимал участие в совершенствовании боевых самолетов. В 1942 вернулся в Центральный аэрогидродинамический институт, где занимался скоростными самолётами с реактивными двигателями. С 1950 заместитель главного конструктора в ОКБ *М. Л. Миля*. Преподавал в Военно-воздушной инженерной академии имени профессора Н. Е. Жуковского (1942—1950). Ленинская премия (1958), Государственная премия СССР (1951, 1971). Награждён орденами Ленина, Октябрьской Революции, 3 орденами Трудового Красного Знамени, орденом Красной Звезды, медалями.

**В. А. Кузнецов.**

**Кузнецов** Михаил Васильевич (р. 1913) — советский лётчик, генерал-майор авиации (1959), дважды Герой Советского Союза (1943, 1945). В Советской Армии с 1933. Окончил военную школу морских лётчиков (1934), Военно-воздушную академию (1951; ныне имени Ю. А. Гагарина). Участник советско-финляндской и Великой Отечественной войн. В ходе войны был командиром эскадрильи, штурманом, командиром истребительного авиаполка. Совершил 345 боевых вылетов, сбил лично 22 и в составе группы 6 самолётов противника. После войны на командных должностях в ВВС. Награждён орденом Ленина, 4 орденами Красного Знамени, орденами Богдана Хмельницкого 2-й степени, Трудового Красного Знамени, 2 орденами Красной Звезды, медалями. Бронзовый бюст в деревне Агарино Московской области.

*Лит.:* Назаров О.. Школа мужества, в кн.: Люди бессмертного подвига, 4 изд., кн. 1, М., 1975.

**М. В. Кузнецов.**

**Кузнецов** Николай Алексеевич (р. 1922) — советский лётчик, заслуженный пилот СССР (1971), дважды Герой Социалистического Труда (1973, 1979). Окончил Семипалатинскую военную школу авиамехаников (1942), Магнитогорскую учебную эскадрилью ГВФ (1943), Ульяновскую школу высшей лётной подготовки ГФВ (1955), Казахский государственный университет имени С. М. Кирова (1963). Пилот-инструктор Курганской школы пилотов ГВФ (1943—1946), пилот, командир авиазвена (1947—1950), заместитель командира авиаотряда (1950—1963), первый заместитель начальника (1963—1970), начальник Казахского управления гражданской авиации (1971—1987). Награжден 2 орденами Ленина, орденом Трудового Красного Знамени, медалями. Бронзовый бюст в совхозе «Путь Ленина» Нурина района Карагандинской области.

**Н. А. Кузнецов.**

**Кузнецов** Николай Дмитриевич (р. 1911) — советский конструктор авиационных двигателей, академик АН СССР (1974; член-корреспондент 1968), генерал-лейтенант инженерно-авиационной службы (1968), дважды Герой Социалистического Труда (1957, 1981), Окончил Военно-воздушную академию Рабоче-крестьянской Красной Армии имени профессора Н. Е. Жуковского (1938; ныне

Военно-воздушная инженерная академия имени профессора Н. Е. Жуковского). Участник Великой Отечественной войны. В 1943—1946 заместитель главного конструктора, в 1946—1949 главный конструктор в ОКБ *В. Я. Климова*. В 1949 возглавил моторостроительное ОКБ в Куйбышеве, с 1956 — генеральный конструктор. Под руководством *К.* созданы турбовинтовые двигатели и турбореактивные двухконтурные двигатели для самолётов Ту, АН, Ил, двигатели для экспериментального самолёта Ту-155, работающие на жидком водороде (НК-88) и сжиженном природном газе (НК-89). На базе авиационных двигателей, отработавших ресурс, созданы турбоприводы для газоперекачивающих станций. Ленинская премия (1957). Награждён 5 орденами Ленина, орденами Октябрьской Революции, Красного Знамени, Отечественной войны 1-й степени, 2 орденами Красной Звезды, медалями. Бронзовый бюст в Самаре. См. статью *НК*. Портрет смотри на стр. 300.

### Н. Д. Кузнецов.

**Кузнецов** Эдуард Иванович (р. 1928) — советский лётчик-испытатель, генерал-майор авиации (1978), заслуженный лётчик-испытатель СССР (1972), Герой Советского Союза (1966). Окончил Кировоградское военное авиационное училище лётчиков (1951), Школу лётчиков-испытателей (1957), Московский авиационный институт (1966). С 1957 на испытательской работе в ОКБ С. В. Ильюшина. Проводил заводские испытания самолётов Ил-18, Ил-62, Ил-76, Ил-86. Совместно с *В. К. Коккинаки* на Ил-18 установил ряд мировых рекордов высоты и скорости полёта. Ленинская премия (1978). Награждён 2 орденами Ленина, орденами Октябрьской Революции, Красной Звезды, медалями.

### Э. И. Кузнецов.

**Куйбышевский авиационный институт** (КуАИ) *им. С. П. Королёва* — высшее учебное заведение в области авиастроения. Основано в 1942. В 1966 институту присвоено имя *С. П. Королёва*. С институтом связана деятельность таких ученых, как М. Д. Миллионщиков, Н. Д. Кузнецов и других. Среди выпускников института видные государственные деятели, крупные организаторы промышленности, лауреаты Ленинской премии и Государственных премий СССР, Герои Социалистического Труда. В составе института (1990): факультеты — летательных аппаратов, двигателей летательных аппаратов, эксплуатации летательных аппаратов и двигателей, обработки металлов давлением, радиотехнический, системотехники; вечерние факультеты; дневное и вечернее подготовительные отделения; межотраслевой факультет повышения квалификации инженерно-технических работников авиационной промышленности; 2 инженерных центра; 40 кафедр, научно-исследовательская часть, в которой 28 лабораторий. В 1989/1990 учебном году в институте обучалось 9 тысяч студентов, работало около 760 преподавателей, в том числе один академик, один член-корреспондент, 47 профессоров и докторов наук, 440 доцентов и кандидатов наук. Издаются (с 1952) сборники Трудов института и межвузовские сборники. Институт награждён орденом Трудового Красного Знамени (1967).

**Куйбышевский завод «Прогресс»** — берет начало от московского завода «Дукс», который после национализации (1918) был переименован в Государственный авиационный завод №1 (с 1923 имени Общества друзей воздушного флота, в 1925—1941 имени Авиакима). В октябре 1941 эвакуирован в Куйбышев. После национализации завод продолжал выпускать самолёты иностранных марок, а с 1923 приступил к серийному производству отечественных самолётов, в основном конструкции *Н. Н. Поликарпова* и *Д. П. Григоровича* (Р-1, Р-2, И-1, И-2, И-2бис, ПМ-1, И-3, Р-5, И-15, И-15бис, И-153); некоторые из них были ими разработаны в КБ завода. Выпускались также сельскохозяйственные самолёт «Конёк-Горбунок» («Хиони» №5), боевые самолёты И-7, ДИ-6, Р-2 (разработка завода), американский лицензионный самолёт «Валти-7», многоцелевой самолёт ББ-22 (см. *Як*) и многие другие. В декабре 1939 на заводе было образовано КБ-1 под руководством *А. И. Микояна* (впоследствии *Московский машиностроительный завод имени А. И. Микояна*), после чего было развёрнуто производство истребителей МиГ-1 и МиГ-3 (в 1940—1942 завод изготовил их соответственно 100 и 3142 экземпляра преимущественно в

Москве). В 1940 на базе опытного цеха завода был образован Государственный авиационный завод №51 (впоследствии *Машиностроительный завод имени П. О. Сухого*). После перебазирования в Куйбышев заводу №1 были приданы строившийся здесь завод №122 и ряд эвакуированных сюда других заводов. Основной продукцией завода стали штурмовики Ил: в 1941—1946 было выпущено 11773 экземпляров Ил-2 и 1268 экземпляров Ил-10. После войны завод освоил производство реактивных самолётов. Строились истребители МиГ-9, Ми Г-15, МиГ-17, бомбардировщики Ил-28, Ту-16. В разные годы в КБ завода работали также *С. А. Кочеригин, А. Я. Щербаков, М. И. Гуревич, В. П. Яценко* и другие конструкторы. С 1958 завод перешёл на выпуск ракетно-космической техники народно-хозяйственного и научного назначения. Предприятие (с 1961 называется заводом «Прогресс») награждено орденами Ленина (1940), Октябрьской Революции (1976), Красного Знамени (1945), Трудового Красного Знамени (1960). В 1989 на основе завода образовано производственное объединение.

**Куйбышевское авиационное производственное объединение** — берёт начало от авиационного завода №18, который был основан в 1930 в Воронеже, а в ноябре 1941 эвакуирован в Куйбышев на территорию строившегося здесь завода №295. В 30-е гг. в КБ завода работали *А. С. Москалёв, К. А. Калинин*. В 1933—1941 строились пассажирский самолёт САМ-5, рекордный самолёт АНТ-25, бомбардировщики ТБ-3 (АНТ-6), К-12, К-13, ДВ-3, *Ер-2*, штурмовик *Ил-2*. В Куйбышеве в годы Великой Отечественной войны завод №18 продолжил производство штурмовиков, фронту было поставлено 18200 самолётов Ил-2 и 5172 самолёта Ил-10. В дальнейшем выпускались бомбардировщики Ту-4, Ил-28, Ту-95МС, пассажирские самолёты Ту-114, Ту-154. Предприятие награждено орденами Ленина (1941), Красного Знамени (1945), Трудового Красного Знамени (1970). В 1989 на основе завода образовано производственное объединение.

**Куйбышевское моторостроительное производственное объединение им. М. В. Фрунзе** — берёт начало от завода «Гном», образованного в 1912 в Москве (французская концессия) и выпускавшего авиационные двигатели серий «Гном» и «Рон». В 1918 завод был национализирован, с 1920 назывался завод №2 «Икар», с 1927, после объединения с заводом №4 «Мотор», — завод №24 имени М. В. Фрунзе. В октябре 1941 эвакуирован в Куйбышев на территорию строившегося здесь моторостроительного завода №377. В 20—30-е гг. завод производил авиационные поршневые двигатели М-4, М-5, М-6, М-11, М-15, М-17, М-26, АМ-34, АМ-35, АМ-37, АМ-38, М-62, М-63, строил ряд опытных двигателей. В Куйбышеве в годы Великой Отечественной войны завод №24 выпускал поршневые двигатели АМ-38, АМ-42, а после войны освоил производство газотурбинных двигателей. Строились турбореактивные двигатели *ВК-1*, турбовинтовые двигатели *НК-12*, турбореактивные двухконтурные двигатели НК-4. В разные годы в КБ при заводе работали *А. Д. Швецов, А. А. Бессонов, А. А. Микулин, В. А. Добрынин, М. Р. Флиссский*. Предприятие награждено орденами Ленина (1941), Красного Знамени (1945), Трудового Красного Знамени (1960). В 1977 на основе завода образовано производственное объединение.

**Куйбышевское научно-производственное объединение «Труд»** — берёт начало от опытного завода №2, который был образован в апреле 1946 в Куйбышеве. Предприятие специализируется в разработке авиационных и ракетных двигателей. Указанное название присвоено в 1982. Награждено орденом Ленина (1957). О двигателях, созданных на предприятии под руководством *Н. Д. Кузнецова*, см. в статье *НК*.

**Кулебакин** Виктор Сергеевич (1891—1970) — советский учёный в области электротехники и автоматики, академик АН СССР (1939; член-корреспондент 1933), генерал-майор инженерно-авиационной службы (1942). После окончания Императорского технического училища (1914; ныне Московский государственный технический университет) призван в армию. В 1915 окончил Гатчинскую военную авиационную школу, стал одним из первых военных лётчиков России. С 1917 преподавал в ряде вузов, в том числе в Московском высшем техническом училище (до 1940; с 1921 профессор), Военно-воздушной инженерной академии имени профессора Н. Е. Жуковского (1923—1960). В 1960—1970 руководил Комитетом научно-технической терминологии АН СССР. Труды в области авиационной техники посвящены системам электрического зажигания и пуску

авиационных двигателей, оборудованию аэродромов, системам самолётного электроснабжения и электропривода, обеспечению ночных полётов. Государственная премия СССР (1950). Награждён 2 орденами Ленина, орденами Красного Знамени, Трудового Красного Знамени, 3 орденами Красной Звезды, 2 орденами «Знак Почёта», медалями.

Соч.: Электрификация самолетов, т. 1—4, М., 1952—56.

Лит.: Фролов В. С., В. С. Кулебакин, 1891—1970, М., 1980.

**В. С. Кулебакин.**

**Кулик** Михаил Маркелович (1909—1983) — советский учёный в области дирижаблестроения, доктор технических наук (1967). Окончил дирижаблестроительный факультет Московского авиационного института (1932). В 1932—1935 работал в «Дирижаблестрое». В 1934 испытывал дирижабль В-6. В 1935—1936 разрабатывал дирижабль ДП-15. В 1936—1937 главный инженер Управления воздухоплавания ГВФ. Был необоснованно репрессирован и в 1937—1939 находился в заключении. В годы Великой Отечественной войны руководил работами по полевому ремонту самолётов. В 1956—1964 заместитель начальника и начальник Государственного НИИГА. В 1964—1970 заместитель министра гражданской авиации. В 1970—1983 работал в Центральном аэрогидродинамическом институте. Награждён орденами Отечественной войны 2-й степени, Трудового Красного Знамени, 2 орденами Красной Звезды, медалями.

**М. М. Кулик.**

**Кулинченко** Тихон Макарович (1895—1970) — советский воздухоплаватель, изобретатель аэростата-парашюта. Участник Гражданской войны. Окончил воздухоплавательную школу в Ленинграде. С 1930 научный сотрудник аэростатической лаборатории Московского авиационного института, с 1932 в «Дирижаблестрое». В 1940—1955 научный сотрудник Центральной аэрологической обсерватории Гидрометеослужбы СССР. Предложил свободные аэростаты типа аэростат-парашют, превращающиеся после выпуска подъёмного газа в парашют, и руководил их созданием. На этих летательных аппаратах объёмом 1850 м<sup>3</sup> в 1935 было совершено два успешных полёта на высоте 5 и 5,2 км, а в 1937—1938 на летательном аппарате объёмом 2200 м<sup>3</sup> — полёты на высоте 4 и 3,1 км. В 1938—1939 **К.** совместно с М. И. Волковым разработал стратостат-парашют ВР-60 «Комсомол» объёмом 19800 м<sup>3</sup>, на котором 12 октября 1939 был совершён подъём на высоту 16,8 км.

**Т. М. Кулинченко.**

**Кумертауское авиационное производственное объединение** — берет начало от вертолётного завода, образованного в 1962 в г. Кумертау Башкирской АССР на базе ремонтно-механического завода. В 1977 на основе завода создано производственное объединение. Предприятие выпускало крыло пассажирского самолёта Ту-154, многоцелевые вертолёты Ка-26, Ка-32.

**Кунгурцев** Евгений Максимович (р. 1921) — советский лётчик, генерал-майор авиации (1964), дважды Герой Советского Союза (дважды 1945). В Советской Армии с 1940. Окончил Балашовскую военную авиационную школу (1942); Военно-воздушную академию (1952; ныне имени Ю. А. Гагарина). Высшую военную академию (1957; позже Военная академия Генштаба Вооруженных Сил СССР). Участник Великой Отечественной войны. В ходе войны был лётчиком-штурмовиком, командиром звена, командиром эскадрильи. Совершил 210 боевых вылетов. После войны командовал авиаполком и авиадивизией. Награждён орденом Ленина, 4 орденами Красного Знамени, орденами Богдана Хмельницкого 3-й степени, Александра Невского, Отечественной войны 1-й степени, Трудового Красного Знамени, 2 орденами Красной Звезды, медалями. Бронзовый бюст в Ижевске.

Лит.: Максименко Е. А., Дважды Герой Советского Союза Е. М. Кунгурцев, М., 1949.

**Е. М. Кунгурцев.**

**Курлин** Юрий Владимирович (р. 1929) — советский лётчик-испытатель, заслуженный лётчик-испытатель СССР (1972), Герой Советского Союза (1966). Окончил индустриальный техникум в Ростове-на-Дону (1949), Краснокутское лётное училище гражданской авиации (1952), Киевский институт инженеров гражданской авиации (1956), Школу лётчиков-испытателей (1958). С 1958 на испытательской работе в ОКБ О. К. Антонова. Участвовал в доводке опытных самолетов, проводил исследовательские полёты на специальных и критических режимах. Провёл заводские испытания самолета Ан-22 («Антей»). Летал на самолётах 65 типов, Награждён орденом Ленина, 2 орденами «Знак Почёта», медалями.

**Ю. В. Курлин.**

**курс** — угол в горизонтальной плоскости между заданным направлением и проекцией продольной оси летательного аппарата (см. *Системы координат*) на горизонтальную плоскость; отсчитывается от заданного направления по часовой стрелке, если смотреть на горизонтальную плоскость сверху, **К.** изменяется от 0 до 360 $\{\{\}\}$ . Понятие **К.** используют, в основном, в *навигации*.

В зависимости от заданного направления отсчета различают: **истинный курс**  $\{\{\Psi\}\}_н$  (ИК), отсчитываемый от северного направления истинного меридиана (измеряется с помощью *инициальных систем навигации*, астрономических компасов и звёздно-солнечных ориентаторов); **магнитный курс**  $\{\{\Psi\}\}_м$  (МК), отсчитываемый от северного направления магнитного меридиана (для измерения МК используются магнитные и гироиндукционные, или гиромангнитные, компасы); **условный курс**  $\{\{\Psi\}\}_{усл.}$  (УК), отсчитываемый от условного направления, выбор которого определяется принятой методикой измерения **К.** конструктивными особенностями курсовой или комплексной навигационной системы (измеряется с помощью гирополукомпаса); **ортодромический курс**  $\{\{\Psi\}\}_{орт.}$  (ОК) отсчитываемый от меридиана (параллели) в ортодромической системе координат (измеряется с помощью систем курса и вертикали, имеющих компенсацию перемещения летательного аппарата, звездно-солнечных ориентаторов и астрономических компасов).

**курсовая система** — аппаратура для измерения *курса* летательного аппарата. Основными элементами **К. с.** являются *гироскоп* направления (ГН) и чувствительный к магнитному полю Земли датчик (магнитный или индукционный) ГН определяет гироскопический курс летательного аппарата, который с учётом широтной поправки приводится к начальному условному значению курса (приведённый курс) либо непрерывно корректируется по сигналам чувствительного элемента (гиромангнитный курс). Соответственно для **К. с.** характерно наличие двух режимов работы — режима гирополукомпаса и режима магнитной коррекции.

Основная функция экипажа летательного аппарата при работе с **К. с.** — формирование и контроль приведённого курса (установка начального значения, коррекция курса, ввод широтной поправки). Приведённый курс используется в навигационном вычислителе для определения местоположения летательного аппарата, гиромангнитный — при работе с радионавигационными системами, а также службой управления воздушным движением. На летательном аппарате, не оборудованном навигационными вычислителями, или в качестве резервной аппаратуры применяется также разновидность **К. с.** — гиромангнитный компас, имеющий лишь режим коррекции ГН по сигналам чувствительного элемента.

На летательный аппарат, имеющих в составе навигационного комплекса бортовую цифровую вычислительную машину, формирование курса летательного аппарата выполняется по сигналам некорректируемого ГН или гироскопической платформы. В связи с совершенствованием инерциальных систем они стали использоваться в качестве основных средств измерения курса летательного аппарата.

*А. А. Карчевский.*

**курсовертикаль** — гироскопический прибор для измерения курса, углов крена и тангажа летательного аппарата. В К. с. помощью гироскопов выдерживается опорная система координат, две оси которой горизонтальны и имеют заданное азимутальное направление. Горизонтирование опорной системы координат осуществляется с помощью так называемого маятников-корректоров или акселерометров, азимутальное ориентирование — с помощью корректора курса. Сигналы курса, крена и тангажа выдаются в аналоговой форме или в виде цифрового кода.

**Кутателадзе** Самсон Семёнович (1914—1986) — советский теплофизик, академик АН СССР (1979; член-корреспондент 1968), Герой Социалистического Труда (1984). Окончил Ленинградский теплотехникум (1932) и Ленинградский заочный индустриальный институт (1950). В 1932—1958 работал в Центральном котлотурбинном институте. С 1958 в Сибирском отделении АН СССР. Один из создателей, а с 1964 директор Института теплофизики. Основные труды посвящены развитию теории теплообмена, теории турбулентного пограничного слоя, гидродинамике газожидкостных систем. Государственная премия СССР (1983), Государственная премия РСФСР, (1988, посмертно). Награждён 3 орденами Ленина, орденами Октябрьской Революции, Трудового Красного Знамени, Отечественной войны 1-й степени, «Знак Почёта», медалями.

Соч.: Пристенная турбулентность, ч. 1—2, Новосиб., 1970—71; Теплообмен и трение в турбулентном пограничном слое, 2 изд., М., 1985 (совм. с А. И. Леонтьевым).

С. С. Кутателадзе.

**Кутахов** Павел Степанович (1914—1984) — советский военачальник, Главный маршал авиации (1972), заслуженный военный лётчик СССР (1966), дважды Герой Советского Союза (1943, 1984). В Советской Армии с 1935. Окончил военную школу лётчиков (1938). Высшие офицерские лётно-тактические курсы (1949), Высшую военную академию (1957; позже Военная академия Генштаба Вооружённых Сил СССР). Участник советско-финляндской и Великой Отечественной войн. В ходе войны был командиром эскадрильи, командиром истребительного авиаполка. Совершил 367 боевых вылетов, лично сбил 14 и в составе группы 28 самолётов противника. После войны командовал авиационными соединениями и объединением. В 1967—1969 1-й заместитель главнокомандующего ВВС, с 1969 главнокомандующий ВВС — заместитель министра обороны СССР, Депутат Верховного Совета СССР с 1970. Ленинская премия (1983). Награждён 4 орденами Ленина, орденом Октябрьской Революции, 5 орденами Красного Знамени, орденом Кутузова 1-й степени, орденами Александра Невского, Отечественной войны 1-й степени, 2 орденами Красной Звезды, орденом «За службу Родине в Вооружённых Силах СССР» 3-й степени, медалями, а также иностранными орденами. Бронзовый бюст в деревне Малая Кирсановка Ростовской области.

Лит.: Котыш Н., Маршал из Малокирсановки, в кн.: Они прославили Родину, кн. 1, Ростов н/Д., 1974.

П. С. Кутахов.

**Кутты** — Жуковского условие [по имени немецкого учёного В. М. Кутты (W. M. Kutta) и Н. Е. Жуковского] — см. Чаплыгина — Жуковского условие.

**Ла** — марка самолётов, созданных в опытно-конструкторском бюро под руководством С. А. Лавочкина (см. Научно-производственное объединение имени С. А. Лавочкина). ОКБ специализировалось в основном на создании истребителей (см. таблицу 1 и 2). История ОКБ началась с разработки одномоторного одноместного истребителя ЛАГГ-1. Предложенный Лавочкиным (ответственный конструктор), М. И. Гудковым, В. П. Горбуновым самолёт с поршневым двигателем М-105П (ВК-105П) явился первым советским скоростным истребителем деревянной конструкции с силовыми элементами из упрочнённой древесины (дельта-древесины). ЛАГГ-1 успешно прошёл испытания и в 1940 был рекомендован к серийному производству. Вооружение первоначально — одна пушка ШВАК и два пулемёта ШКАС. В том же году была создана модификация ЛАГГ-3 (рис. 1 и рис. в таблице XVII) с увеличенной дальностью полёта.

Самолёт показал хорошие данные на государственных испытаниях: были достигнуты скорость до 605 км/ч на высоте 5 км, время набора этой высоты 5,8 минут, а высота 8 км — 12,7 минут.

Самолёт был запущен в серийное производство сразу на несколько заводах. На серийных самолётах было усилено вооружение — добавлено два синхронных пулемёта *УБ*, ставили иногда пушку калибра 23 мм и подвешивали шесть реактивных снарядов, предусматривалась подвеска двух авиабомб по 100 кг. В связи с дефицитностью дуралюмина Лавочкин применил в конструкции самолёта дельта-древесину и выклейку обшивки из берёзового шпона. Это облегчило задачу массового выпуска самолётов в военный период, когда основные заводы, производившие дуралюмин, оказались на оккупированной территории. Всего было построено 6528 экземпляров ЛАГГ-3. Последующие самолёты создавались Лавочкиным без участия Гудкова и Горбунова.

В целях дальнейшего улучшения характеристик самолёта Лавочкин, не нарушая серийного производства ЛАГГ-3, в 1942 создаёт фронтальной истребитель ЛА-5 с поршневым двигателем *М-82* (рис. 2 и рис. в таблице XVIII). Вооружение — две пушки *ШВАК*, две бомбы по 100 кг. Конструкция крыла и фюзеляжа аналогична ЛАГГ-3, но с изменениями под новую геометрию двигателя. Применено убираемое в фюзеляж хвостовое колесо, в фонаре введено заднее бронестекло и улучшен обзор задней полусферы. ЛА-5 обладал большой живучестью в бою; в конструкции практически не использовались дефицитные авиационные материалы. В том же 1942 появился ЛА-5Ф с поршневым двигателем *М-82НВ* (с непосредственным впрыском горючего в цилиндры), в 1943 — серийный учебно-тренировочный двухместный ЛА-5УТИ. Продолжая работать над совершенствованием истребителя, Лавочкин создал самолёт ЛА-5ФН с более мощным поршневым двигателем *АШ-82ФН* (форсированный с непосредственным впрыском). Всего было построено ЛА-5 вместе с модификациями около 10 тысяч экземпляров.

Проведённые ОКБ улучшения конструкции ЛА-5 привели к созданию фронтального истребителя ЛА-7 (рис. 3 и рис. в таблице XVIII), существенно отличавшегося от ЛА-5. В конструкцию крыла введены металлические силовые элементы (лонжероны), усилено вооружение, введены реактивные выхлопные патрубки, изменена система воздухопитания двигателя, улучшена аэродинамика и внутренняя герметизация самолёта, что дало заметное увеличение скорости, скороподъёмности, потолка и манёвренности. Вооружение — пушки *ШВАК* (вначале две, затем три), а в дальнейшем — три *Б-20*, подвеска двух авиабомб по 100 кг. Всего было построено 5753 экземпляров самолёта ЛА-7. Самолёты ЛАГГ-3, ЛА-5 и ЛА-7 были в числе основных истребителей Великой Отечественной войны. Развитие семейства ЛА продолжалось, были созданы ЛА-9 (1946, рис. 4) цельнометаллической конструкции с улучшенной аэродинамикой и пушечным вооружением (четыре пушки *НС-23*) и истребитель сопровождения ЛА-11 (1947, также цельнометаллический). ЛА-9 и ЛА-11 отличались высокими лётными и эксплуатационными качествами и длительное время состояли на вооружении советских военно-воздушных сил.

В поисках путей кратковременного увеличения скорости полёта в ОКБ Лавочкина проводились работы по использованию реактивных ускорителей на существующих истребителях. Различные ускорители (жидкостный ракетный двигатель, пульсирующий воздушно-реактивный двигатель, прямоточный воздушно-реактивный двигатель) испытывались на самолётах ЛА-7 и ЛА-9 в 1944—1947. С появлением самолётов с турбореактивными двигателями опыты с применением ускорителей были прекращены.

С 1945 ОКБ последовательно решало задачу достижения звуковой и сверхзвуковой скорости полёта на самолётах с турбореактивными двигателями. В 1946—1947 созданы ЛА-150, ЛА-152, ЛА-154, ЛА-156 с турбореактивными двигателями *РД-10*, с высококорасположенным прямым крылом. Совершенствовалась конструкция: применялись тонкие крылья с профилем Ламинарного обтекания и внутренней компенсации элеронов. На ЛА-150Ф с форсированным *РД-10Ф* (с дожиганием топлива в реактивном сопле) была получена скорость 950 км/ч. Однако задача преодоления звукового барьера и освоения сверхзвуковых скоростей полёта требовала применения новых научно-технических решений. По результатам исследований стреловидных крыльев и их

аэродинамической компоновки на самолётах, проведённых Центральным аэрогидродинамическим институтом и ОКБ, Лавочкин первым применил на ЛА-160 с турбореактивным двигателем РД-10Ф вместо прямого стреловидное ( $35^{\circ}$ ) крыло (рис. 5 и рис. в таблице XXIII). Была достигнута скорость 1050 км/ч (*Маха число*  $M = 0,92$ ). Проведённые испытания (1947) позволили получить ценные материалы по аэродинамике стреловидного крыла, способствовавшие . последующему широкому его применению на боевых и пассажирских самолетах. Поиски наилучшей аэродинамической компоновки самолёта привели к созданию одноместного истребителя ЛА-174 со стреловидным ( $37^{\circ} 20'$ ) крылом, принятого на вооружение под обозначением ЛА-15 (с турбореактивным двигателем РД-500, рис. 6). Аэродинамическая компоновка с верхним расположением крыла позволила существенно уменьшить вредный эффект центральной части крыла, что обеспечило достижение высоких околозвуковых скоростей полёта при сравнительно малой тяге двигателя. Впервые в отечественном самолетостроении применены герметичная кабина пилота (одновременно с МиГ-15 и Як-23), воздушные тормоза. Вооружение — три пушки НС-23. По такой же схеме, но с более мощным двигателем, был построен и успешно испытан фронтовой истребитель ЛА-168, достигавший числа  $M = 0,982$ . Вооружение — одна пушка Н-37 и две пушки НР-23. В серии не строился, так как к тому времени было развёрнуто производство истребителя МиГ-15.

Продолжая разработку конструкций самолётов, обеспечивавших увеличение скорости полёта, ОКБ выпустило в 1948 самолёт ЛА-176 (рис. 7 и рис. в таблице XXIV) с увеличенной (до  $45^{\circ}$ ) стреловидностью крыла. ЛА-176 — одноместный экспериментальный цельнометаллический истребитель с таким же пушечным вооружением, как на ЛА-168, с турбореактивным двигателем РД-45Ф, впервые в СССР достигший 26 декабря 1948 скорости звука; затем с турбореактивным двигателем ВК-1 скорость звука была неоднократно превышена (лётчики *И. Е. Фёдоров* и *О. В. Соколовский*).

Следующий шаг в увеличении угла стреловидности крыла (до  $55^{\circ}$ ) был сделан на ЛА-190 (рис. 9) — сверхзвуковом одноместном истребителе-перехватчике с турбореактивным двигателем АЛ-5, тонким крылом-баком, специальной механизацией, необратимыми гидросилителями в системе управления, шасси велосипедного типа, катапультным креслом, обеспечивавшим спасение лётчика во всём- диапазоне скоростей, двумя пушками НС-37, радиолокационным прицелом. В полётах были получены удовлетворительные характеристики устойчивости и управляемости. ЛА-200 (рис. 8) — всепогодный двухместный истребитель-перехватчик с двумя турбореактивными двигателями ВК-1, тремя пушками Н-37 и радиолокационным прицелом прошёл весь объём испытаний (1951). ЛА-200Б — барражирующий перехватчик на базе ЛА-200 с двумя турбореактивными двигателями ВК-1Ф.

Ла-250 (рис. 10) — сверхзвуковой двухместный истребитель-перехватчик, один из первых в этом классе самолёт с чисто треугольным крылом и той же формы цельноповоротным горизонтальным оперением, с двумя турбореактивными двигателями АЛ-7Ф. Угол стреловидности крыла по передней кромке  $57^{\circ}$ . Обладал мощным ракетным вооружением. Оборудован радиолокационной станцией обнаружения и автоматического наведения на цель. Предназначался для борьбы с бомбардировщиками, летающими на высота до 20 км. Отличительная особенность самолёта — управление с помощью необратимой гидравлической системы (отработка управления самолётом впервые проводилась на созданном в ОКБ электронно-моделирующем стенде). ЛА-250 проходил лётные испытания, но работы по самолёту были остановлены в 1959; это последний пилотируемый самолёт ОКБ Лавочкина.

В дальнейшем ОКБ специализировалось на разработке беспилотных летательных аппаратов.

*Лит.:* Арлазоров М., Фронт идет через КБ, 2 изд., М., 1975; Яковлев А. С., Советские самолеты. 4 изд., М., 1982; Шавров В. Б., История конструкций самолетов в СССР. 1938—1950 гг., 2 изд., М., 1988.

*В. Е. Ишевский.*

Табл. 1 — Истребители НПО имени С. А. Лавочкина (с поршневыми двигателями)

Основные данные	ЛаГ Г-1	ЛаГ Г-3	Ла-5	Ла-5Ф	Ла-5ФН	Ла-7	Ла-9	Ла-11
Первый полет, год	1940	1940	1942	1942	1943	1943	1946	1947
Начало серийного производства, год	-	1940	1942	1942	1943	1944	1946	1947
Марка двигателя*	М-105 П	М-105 П	М-82	М-82Н В	АШ-82Ф Н	АШ-82Ф Н	АШ-82Ф Н	АШ-82Ф Н
Мощность двигателя, кВт	809	809	1250	1250	1360	1360	1360	1360
Длина самолёта, м	8,81	8,81	8,6	8,6	8,6	8,6	8,62	8,62
Высота самолёта, м	3,06	3,06	3	3	3	3	3	3
Размах крыла, м	9,8	9,8	9,8	9,8	9,8	9,8	9,8	9,8
Площадь крыла, м <sup>2</sup>	17,51	17,51	17,5	17,5	17,5	17,59	17,71	17,71
Колея шасси, м	2,8	2,8	2,8	2,8	2,8	2,73	2,71	2,71
Взлётная масса, м	3,38	3,5	3,39	3,326	3,23	3,265	3,676	3,996
Масса пустого самолета, т	2,968	2,7	2,78	2,789	2,605	2,605	2,638	2,77

Максимальная дальность полета, км	556	1000	655	640	765	635	1735	2550
Максимальная скорость полёта, км/ч	600	585	626	630	648	680	690	674
Время набора высоты 5000 м, мин	5,85	5,8	6,2	5,4	5	4,45	4,9	6,6
Потолок, км	9,6	9,6	9,6	9,5	11	10,75	10,8	10,25
Экипаж, чел.	1	1	1	1	1	1	1	1

\* Все самолёты однодвигательные

Табл. 2 — Истребители НПО имени С. А. Лавочкина (с турбореактивными двигателями)

Основные данные	Ла-150	Ла-156	Ла-1вО	Ла-15	Ла-168	Ла-176	Ла-200	Ла-190	Ла-200 Б	Ла-250
Первый полёт, год	1946	1947	1947	1948	1948	1946	1949	1951	1952	1956
Начало серийного производства, год	-	-	-	1948	-	-	-	-	-	-
Число и марка двигателей	1 РД-10	1 РД-10Ф	1 РД-10Ф	1 РД-500	1 РД45	1 ВК-1	2 ВК-1	1 АЛ-5	2 ВК-1Ф	2 АЛ-7Ф
Тяга двигателя, кН	8,63	10,8	10,8	15,6	22,3	26,5	26,5	49	30,4	90,2

Длина самолёта, м	9,4 2	9,1 2	10, 06	9,5 6	10, 56	10, 97	16,5 9	16,3 5	17,3 2	24,6
Высота самолёта, м	3,3 4	-	4,1 25	3,8	3,6 64	3,8 4	4,34	4,24	4,34	7,26
Размах крыла, м	8,2	8,5 2	8,9 5	8,8 3	9,5	8,5 9	12,9 2	9,9	12,9 6	13,9
Площадь крыла, м <sup>2</sup>	12, 15	13, 32	15, 9	16, 16	18, 08	18, 25	40,1 8	38,9 3	40'	80
Колея шасси, м	1,6 3	-	1,9 25	1,7	1,7	1,7	2,74 5	-	2,74 5	-
Взлётная масса, т	3,3 38	3,5 21	4,0 6	3,8 5	4,5 8	4,6 31	10,3 75	9,27 5	11,5 6	25
Масса пустого самолёта, т	2,3 69	2,3 98	2,7 38	2,5 75	2,9 85	3,11 1	7,67 5	7,31 5	8,81	15
Максимальная дальность полёта, км	500	660	100 0	117 0	127 5	-	116 5	115 0	350 0*	-
Максимальная скорость полёта, км/ч	805	905	105 0	102 6	108 0	110 5	106 2	119 0	103 0	200 0
Время набора высоты 5000 м, мин	7,2	4	-	3,1	2,2	1,6	2,6	1,5	2,8	-
Потолок, км,	12, 5	10, 7	12, 2	13, 5	14, 5	15	15,1 5	15,6	14,1 25	18

Экипаж, чел.	1	1	1	1	1	1	2	1	2	2
--------------	---	---	---	---	---	---	---	---	---	---

\* С подвесными топливными баками

**Лавалия сопло** — специально спрофилированный канал, сначала сужающийся, а затем расширяющийся, предназначенный для получения сверхзвуковой скорости истечения газа (см. рис.). Впервые **Л. с.** было применено в 1889 шведским инженером К. Г. П. де Лавалем (С. G. P. de Laval) в конструкции высокооборотной паровой турбины. Немонотонность изменения площади  $F$  поперечного сечения **Л. с.** следует из условия постоянства расхода  $G$  газа, которое в простейшем случае имеет вид  $G = \{\rho\}uF = \text{const}$ , где  $\{\rho\}$  и  $u$  — плотность и скорость газа в рассматриваемом сечении сопла. При *изоэнтропическом течении* идеального *совершенного газа* удельный расход  $\{\rho\}u$  с увеличением скорости возрастает в области дозвукового течения, достигает максимума в **критическом сечении**, где скорость потока сравнивается с местной скоростью звука  $a^*$  и уменьшается в области сверхзвукового течения (см. *Газовая динамика*). Расход  $G$  связан с *полным давлением*  $p_0$ , *температурой торможения*  $T_0$  и площадью  $F^*$  критического сечения соотношением

$\{\{\text{формула}}\}$

где  $\{\{\gamma\}\}$  — показатель адиабаты,  $R$  — газовая постоянная.

Значение сверхзвуковой скорости на срезе сопла определяется отношением  $F/F_c$  где  $F_c$  — площадь выходного сечения сопла; расчетный режим истечения (сверхзвуковой поток однороден) реализуется при строго определенном перепаде давления между входным и выходным сечениями **Л. с.** (при этом давление  $p_c$  на срезе сопла совпадает с давлением  $p_a$  в окружающей среде). На нерасчётном режиме, когда  $p_c \{\{\neq\}\} p_a$  внутри или вне сопла имеет место сложная картина течения с образованием системы *волн сжатия* и *волн разрежения*, что и приводит к выравниванию давлений в истекающей струе и в окружающей среде, но при этом эффективность **Л. с.** снижается. Расчёт профиля **Л. с.**, обеспечивающего однородный сверхзвуковой поток, проводится обычно на ЭВМ различными методами численного анализа, например, *характеристик методом*, с учётом *пограничного слоя* и *реального газа эффектов*. Для расширения диапазона расчётных режимов используются осесимметричные **Л. с.** с *центральной телом*, перемещением которого осуществляется регулирование скорости и расхода газа, или регулируемые плоские **Л. с.**, форма контура которых изменяется в зависимости от режима путём изгиба пластин вдоль по потоку. Используются **Л. с.** в реактивных двигателях (см. *Реактивное сопло*), сверхзвуковых и гиперзвуковых *аэродинамических трубах* и т. д.

А. Л. Искра.

**Лаво** (La Vaulx) Анри де (1870—1930) — французский аэронавт. 17 июля 1898 поднялся на воздушном шаре и продержался в воздухе 24 ч. В том же году основал Французский аэроклуб. Совершил большое число полетов на воздушном шаре, в том числе Париж — Брест — Литовск и Париж — Коростышев. Осуществил полёт по прямой линии Париж — Халл (Великобритания). С 1905 проектировал дирижабли, которые строило общество «Зодиак». Эти дирижабли принимали участие в Первой мировой войне. Основал Международную федерацию аэронавтики (ныне *Международная авиационная федерация*), президентом которой стал в 1927. Погиб в авиационной катастрофе. В 1933 Международная авиационная федерация учредила медаль в его честь (см. *Награды ФАИ*). Портрет смотри на стр. 801.

Медаль А. де Лаво, вручённая советскому лётчику М. М. Грому в 1937.

**Лавочкин** Семён Алексеевич (1900—1960) — советский авиаконструктор, член-корреспондент АН СССР, (1958), генерал-майор инженерно-авиационной службы (1944), дважды Герой

Социалистического Труда (1943, 1956). Окончил Московское высшее техническое училище (1927). Работал в ряде самолётостроительных КБ, а затем в Главном управлении авиационной промышленности. С 1939 главный конструктор по самолётостроению, с 1956 — генеральный конструктор. Под его руководством созданы истребители ЛАГГ-3 (совместно с М. И. Гудковым и В. П. Горбуновым), ЛА-5, ЛА-5Ф, ЛА-5ФН, ЛА-7, широко применявшиеся в годы Великой Отечественной войны. При их разработке Л. рационально сочетал деревянную конструкцию планёра (применив особо прочный материал — дельта-древесину) с надёжным двигателем, имевшим высокие технические характеристики в широком диапазоне высот полёта. Компоновка самолётов ЛА-5, ЛА-7 обеспечивала надёжную защиту лётчика в передней полусфере обстрела. На истребителях конструкции Л. *И. Н. Кожедуб* сбил 62 фашистских самолёта. В послевоенные годы под руководством Л. создан ряд реактивных серийных и экспериментальных истребителей, в том числе ЛА-160 — первый отечественный самолёт со стреловидным крылом и ЛА-176, на котором впервые в СССР была достигнута скорость полёта, равная скорости звука. Под руководством Л. создан ряд образцов ракетной техники. Депутат Верховного Совета СССР с 1950. Государственная премия СССР (1941, 1943, 1946, 1948). Награждён 3 орденами Ленина, орденами Красного Знамени, Суворова 1-й и 2-й степени, медалями. Имя Л. носит НПО, образованное на базе ОКБ, которым он руководил. Бронзовый бюст в Смоленске. См. статью *ЛА*.

*Лит.:* [Асташенков П. Т.](#), Держкие старты, М., 1976.

[С. А. Лавочкин.](#)

**Лаврентьев** Михаил Алексеевич (1900—1980) — советский математик и механик, академик (1946) и вице-президент (1957—1975) АН СССР, председатель Сибирского отделения АН СССР, Герой Социалистического Труда (1967). Окончил Московский университет (1922), с 1921 преподавал в вузах (с 1929 профессор), в том числе в 1931—1941 и 1951—1953 в Московском, в 1939—1941 в Киевском и с 1960 в Новосибирском университетах. С 1935 работал в АН СССР: в 1935—1960 в Математическом институте имени В. А. Стеклова, в 1949—1952 директор Института точной механики и вычислительной техники, в 1950—1953 и 1955—1957 академик-секретарь Отделения физико-математических наук. В области механики сплошной среды и прикладной физики Л. получены крупные результаты в теории крыла, в теории длинных волн, теории струй. Л. — член многих иностранных академий, научных учреждений и обществ. Депутат Верховного Совета СССР в 1958—1979. Золотая медаль имени Ломоносова АН СССР (1978). Ленинская премия (1958), Государственная премия СССР (1946, 1949). Награждён 5 орденами Ленина, орденами Октябрьской Революции, Отечественной войны 2-й степени, 4 орденами Трудового Красного Знамени, медалями, а также иностранными орденами.

*Соч.:* Методы теории функций комплексного переменного, 4 изд., М., 1973; Проблемы гидродинамики и их математические модели, 2 изд., М., 1977 (обе совм. с Б. В. Шаботом).

[М. А. Лаврентьев.](#)

**Лавриненков** Владимир Дмитриевич (1919—1988) — советский лётчик, генерал-полковник авиации (1971), дважды Герой Советского Союза (1943, 1944). Окончил Чугуевское военное авиационное училище (1941), Военную академию имени М. В. Фрунзе (1948), Высшую военную академию (1954; позже Военная академия Генштаба Вооруженных Сил СССР). Участник Великой Отечественной войны. В ходе войны был лётчиком-инструктором, командиром звена, командиром эскадрильи, командиром истребительного авиаполка. Совершил 448 боевых вылетов, сбил лично 35 и в составе группы 11 самолётов противника. После войны командир авиадивизии, затем на ответственных должностях в ПВО. В 1977—1984 начальник штаба, заместитель начальника Гражданской обороны УССР, позднее в военной академии войсковой ПВО имени А. М. Василевского. Награждён 3 орденами Ленина, орденом Октябрьской Революции, орденами Красного Знамени, орденами Отечественной войны 1-й степени, Трудового Красного Знамени, Красной Звезды, медалями. Бронзовый бюст в г. Починок Смоленской области.

Соч.: «Сокол-1» М., 1976; Шпага чести. Повесть о волке «Нормандия — Неман». Киев, 1980 (совм. с Н. Н. Беловол); Возвращение в небо, 2 изд., М., 1983.

Лит.: Бобров Н. Н., Дважды Герой Советского Союза В. Лавриненков, М., 1950.

В. Д. Лавриненков.

**ЛаГГ** — марка самолётов, созданных С. А. Лавочкиным, В. П. Горбуновым, М. И. Гудковым. См. *ЛА*.

**Лагранж** (Lagrange) Жозеф Луи (1736—1813) — французский математик и механик, член Парижской АН (1772), иностранный почетный член Петербургской АН (1776). Родился в семье обедневшего чиновника. Самостоятельно изучал математику. В 19 лет стал профессором в артиллерийской школе в Турине. В 1759 избран членом Берлинской АН, а в 1766—1787 её президент. В 1787 переехал в Париж, с 1795 профессор Нормальной школы, с 1797 — Политехнической школы. Один из основоположников вариационного исчисления и аналитической механики; в основу последней положил сочетание принципа возможных перемещений с принципом *Д'Аламбера* (принцип Д'Аламбера — Л.). Ввёл обобщённые координаты и скорости, сформулировал уравнения для функции Л. в этих переменных и времени. Занимался исследованием уравнений динамики идеальной жидкости (*Лагранжа уравнения*).

Лит.: Жозеф Луи Лагранж, 1736—1936. Сб. ст. к 200-летию со дня рождения, М.—Л., 1937.

Ж. Л. Лагранж.

**Лагранжа уравнения** в аэро- и гидродинамике (по имени Ж. Л. Лагранжа) — система трёх уравнений, выражающая закон сохранения импульсов (см. *Сохранения законы*) при движении идеальной жидкости, записанная в так называемых переменных Лагранжа  $t, a_1, a_2, a_3$ . В декартовой системе координат Л. у. имеют вид

{{формула}}

Здесь  $\rho$  — плотность,  $p$  — давление,  $X, Y, Z$  — проекции вектора массовых сил на декартовы оси координат,  $t$  — время,  $x, y, z$  — координаты частиц жидкости в произвольный момент времени, являющиеся искомыми функциями,  $a_1, a_2, a_3$  — параметры (ими могут быть координаты  $x_0, y_0, z_0$  в начальный момент времени  $t_0$ ), значения которых различны для разных частиц среды, что позволяет отличать их друг от друга. Л. у. замыкаются уравнением состояния, *неразрывности уравнением* и *энергии уравнением*, записанными в переменных Лагранжа, а их решение должно удовлетворять заданным начальным и граничным условиям. Л. у. служат основой так называемого Лагранжева подхода к анализу задач аэродинамики, целью которого является изучение движения и состояния отдельных фиксированных частиц жидкости, и используются преимущественно для исследования нестационарных течений, в частности *гиперзвуковых течений* на основе нестационарной аналогии.

**лазерный подсвет цели** (ЛПЦ) — облучение цели лазером для создания её искусственного контраста и организации процесса наведения на неё управляемых ракет и бомб с полуактивными головками самонаведения. ЛПЦ может осуществляться со специального самолёта-подсветчика, с самолёта (вертолёта) — носителя оружия, с наземной установки. ЛПЦ производится непрерывно до попадания в неё бомбы (ракеты). Максимальная дальность ЛПЦ 15 км.

В лазере для подсвета цели в качестве активного вещества обычно применяют кристаллы иттриево-алюминиевой гранаты с неодимом, стекло с неодимом, дающие излучение с длиной волны  $\lambda = 1,06$  мкм, или углекислый газ с  $\lambda = 10,69$  мкм. Лазеры на иттриево-алюминиевой гранате с неодимом имеют следующие основные характеристики: энергия импульса излучения 50—200 мДж, частота повторения импульсов 4—30 в 1 с, длительность импульса 10—25 нс, расходимость луча 1—10 мрад. Для повышения помехозащищённости и обеспечения действия группы самолётов, атакующих близко расположенные цели, применяют кодирование

сигналов лазеров.

Известно несколько зарубежных систем с ЛПЦ, в том числе «Пейв уэй» (Pave Way) и «Пейв тэк» (Pave Tack) (США). «Пейв уэй» использовалась на самолётах-подсветчиках цели Макдоннелл-Дуглас F-4D и Рокуэлл OV-10 при боевом применении бомб с лазерной системой наведения во Вьетнаме. Более совершенная система «Пейв тэк» (США) размещается в подвесном контейнере на самолётах Макдоннелл-Дуглас F-15 и Джeneral дайнемикс F-111. Оптическая ось лазерного целеуказателя может поворачиваться на угол до  $190^{\circ}$  по тангажу и на  $\pm 135^{\circ}$  относительно продольной оси контейнера, обеспечивая свободу манёвра носителя после сброса бомбы с лазерной системой наведения.

*Лит.:* Coffey D. W., Norris V. J., YAG Nd<sup>3+</sup> Laser target designators and range finders, «Applied Optics», 1972, v. 11, №5, p. 1013-18.

**лайнер** (английское liner, от line — линия) **воздушный** — название магистральных скоростных многоместных пассажирских самолётов, в которых пассажирам созданы максимальные удобства. Первоначально **Л.** называли крупное океанское пассажирское судно, совершающее трансатлантические рейсы на линиях Европа — Америка. В середине 60-х гг. с ними стали успешно конкурировать тяжелые многомоторные реактивные самолёты и название перешло на воздушное судно.

**Лайтхилл** (Lighthill) Майкл Джеймс (р. 1924) — английский учёный в области механики и прикладной математики. Окончил Кембриджский университет (1943). Член Лондонского королевского общества (1953), директор Королевского авиационного научно-исследовательского института (RAE, 1959—1964), профессор Кембриджского университета (1969—1979), президент Международного союза по теоретической и прикладной механике (1984). Решил широкий круг принципиальных задач в области авиационной акустики, динамики реального газа, пограничного слоя, гидромеханики и газовой динамики, биомеханики.

*Соч.:* Волны в жидкостях, пер. с англ., М., 1981.

**лакокрасочные материалы** — жидкие или пастообразные (реже порошкообразные) композиции, основной компонент которых — полимерный плёнкообразователь. В качестве плёнкообразователей **Л. м.** используются низко- или высокомолекулярные природные и синтетические полимеры. В зависимости от химического строения и наличия реакционноспособных групп плёнкообразователи делят на преобразуемые, не преобразуемые и смешанные. Преобразуемые плёнкообразователи: масляные, алкидные, фенольные, эпоксидные, полиуретановые, каучуковые, некоторые типы кремнийорганических и акриловых, а также ряд других полимеров, которые в результате протекания химической реакции превращаются в неплавкие и нерастворимые полимеры. Не преобразуемые плёнкообразователи: акриловые, нитроцеллюлозные, перхлорвиниловые, фторопластовые, некоторые типы кремнийорганических, а также ряд других смол, которые после удаления растворителей или сплавления сохраняют растворимость и термопластичность (в частности, после воздействия повышенных температур, не превышающих температуру их деструкции). В состав смешанных плёнкообразователей входят полимеры обоих типов.

При нанесении **Л. м.** на окрашиваемую поверхность путём распыления, окунания, облава или контактного переноса и последующей естественной или искусственной сушки на поверхности образуется слой лакокрасочного покрытия. Основное назначение покрытий — защита от коррозии металлических поверхностей. Лакокрасочные покрытия используются также для защиты неметаллических материалов от различных воздействий.

По назначению **Л. м.** подразделяют на лаки, грунтовки, шпатлёвки и краски. **Лаки** (растворы плёнкообразователей) используют для получения прозрачных покрытий непосредственно на защищаемой поверхности, а также в качестве промежуточного или верхнего слоя системы

покрытия. **Грунтовки** (пигментированные и наполненные лаки) предназначены для использования в качестве первых слоев покрытий, то есть тех, которые обеспечивают высокую адгезию покрытия с защищаемой поверхностью и обладают хорошими антикоррозионными свойствами. **Шпатлёвки** (сильно пигментированные и наполненные лаки) применяют для выравнивания незагрунтованной или предварительно загрунтованной поверхности. **Краски** [пигментированные лаки (эмалевые краски или эмали) либо олифы [масляные краски]] предназначены для получения верхних слоев систем покрытий с требуемыми эксплуатационными, декоративными и специальными свойствами.

Основные типы авиационных лакокрасочных покрытий — атмосферостойкие, антикоррозионные, эрозионностойкие, радиопрозрачные, антистатические, оптические, термостойкие, водостойкие, стойкие к агрессивным средам, фунгицидные и другие. Наиболее атмосферостойкими являются полиуретановые покрытия, антикоррозионными — эпоксидные, эрозионностойкими — каучуковые, радиопрозрачными — фторопластовые, термостойкими — кремнийорганические.

*Лит.:* **Чеботаревикий В. В., Кондрашов Э. К.**, Технология лакокрасочных покрытий в машиностроении. М., 1978.

*Э. К. Кондрашов.*

**ламинаризация пограничного слоя, управление ЛАминарным обтеканием**, — поддержание ламинарного течения в пограничном слое. **Л. п. с.** применяется главным образом для уменьшения сопротивления трения при больших *Рейнольдса* числах. **Л. п. с.** способствует увеличению *аэродинамического качества* и улучшению других характеристик самолёта, в том числе снижению расхода топлива. **Л. п. с.** особенно перспективна на дозвуковых самолётах с большим *удлинением крыла*, сопротивление трения которых на крейсерском режиме полёта составляет существенную часть полного аэродинамического сопротивления. Исследования показывают, что выгоды от **Л. п. с.** возрастают с увеличением дальности полёта (см. рис.).

На естественное развитие *ламинарного пограничного слоя* сильно влияют форма обтекаемого тела, шероховатость поверхности и ее неровности, которые наряду с возмущениями типа акустического шума, скачков уплотнения и т.п. могут вызвать ранний *переход ламинарного течения в турбулентное*. Для успешной **Л. п. с.** необходимы высокая гладкость поверхности и минимизация внешних возмущений. При двумерном обтекании убывание давления в направлении течения повышает устойчивость пограничного слоя и отдаляет переход ламинарного течения в турбулентное. Это используется при создании *ламинарных профилей* крыла, которые применяются на прямых крыльях. Хотя возможности **Л. п. с.** только путём изменения формы тела ограничены, тем не менее форма тела имеет важное значение при использовании других способов **Л. п. с.** На стреловидном крыле переход от ламинарного течения к турбулентному вызывается в основном неустойчивостью поперечного течения в трёхмерном пограничном слое, при этом наличие как положительного, так и отрицательного продольного градиента давления способствует неустойчивости течения. Поэтому форму крыла следует выбирать такой, чтобы в зоне **Л. п. с.** давление быстро убывало в окрестности передних кромок, а далее вниз по потоку было близко к постоянному или несколько уменьшалось. Чтобы избежать распространения турбулентности вдоль передней кромки крыла, его стреловидность должна быть, по возможности, умеренной, а радиус закругления носка достаточно малым. Для таких крыльев эффективным способом **Л. п. с.** является отсос небольшой части заторможенного в пограничном слое воздуха через проницаемую обшивку (см. *Отсос пограничного слоя*). На самолётах с *криогенным топливом* для **Л. п. с.** может применяться охлаждение обшивки, что повышает устойчивость ламинарного пограничного слоя. При сверхзвуковых скоростях полёта **Л. п. с.** путём охлаждения может служить одновременно средством защиты от *аэродинамического нагрева*. См. также статью *Управление пограничным слоем*.

*Лит.:* **Шлихтинг Г.** Теория пограничного слоя, пер. с нем., М., 1974.

*М. А. Алексеев.*

Относительный расход топлива  $\{G\}_T$  (отношение расходов топлива самолёта при наличии и отсутствии ламинаризации обтекания крыла и оперения) в зависимости от дальности полёта  $L$  дозвукового самолета.

**ламинарное течение** (от латинского lamina — пластинка, полоска) — вязкой жидкости течение, в котором частицы среды движутся упорядоченно по слоям и процессы переноса массы, импульса и энергии между слоями происходят на молекулярном уровне. Типичным примером **Л. т.** является обширный класс слоистых течений, в которых все частицы жидкости или газа имеют одно и то же направление движения. Наиболее подробно изучено **Л. т.** несжимаемой жидкости в трубках неограниченной длины и малого диаметра (впервые экспериментально этот случай изучался нем. учёным Г. Гагеном в 1839 и французским учёным Ж. Пуазёйлем в 1840). В этом случае каждая частица жидкости движется по прямолинейным траекториям, а зависимость скорости  $v$  частиц от расстояния  $r$  от оси трубы описывается параболическим законом:  $v = v_{\max}(1-r^2/a^2)$ , где  $a$  — радиус трубы,  $v_{\max}$  — скорость на её оси. При обтекании тел или при движении жидкости в каналах и трубках **Л. т.** имеет место лишь при *Рейнольдса числах*, меньших критического  $Re_*$  (для описанного выше случая  $Re_* \approx 2200$ ). При  $Re \geq Re_*$  **Л. т.** становится неустойчивым и переходит в турбулентное течение. **Л. т.** реализуется, например, при движении летательного аппарата на достаточно больших высотах, а с уменьшением высоты полёта область существования **Л. т.** ограничена некоторой окрестностью передних кромок крыла, оперения, носовой части фюзеляжа и других элементов летательного аппарата.

В общем случае основой для теоретического анализа **Л. т.** служат Навье — Стокса уравнения. В некоторых частных случаях эти уравнения упрощаются, что позволяет получить аналитические решения задачи. Если движение среды происходит при достаточно больших  $Re$ , то **Л. т.** исследуется с помощью уравнений Л. Прандтля (см. *Пограничный слой*).

В. А. Башкин.

**ламинарный пограничный слой** — пограничный слой, в котором имеет место ламинарное течение. Поведение **Л. п. с.** описывается уравнениями Л. Прандтля, решение которых для заданных начальных и граничных условий в общем случае можно получить только численно с помощью ЭВМ, и зависит от ряда определяющих параметров: *Рейнольдса числа* и *Маха числа*, формы тела и параметров жидкости или газа. Характерной особенностью математического описания **Л. п. с.** является возможность преобразования уравнений Прандтля таким образом, что в новых безразмерных переменных преобразованного уравнения не зависят явно от числа Рейнольдса, благодаря этому значительно сокращается объём вычислений при решении практических задач. Кроме того, существуют классы задач, когда в **Л. п. с.** реализуется *автомодельное течение*, а решение уравнений Прандтля сводится к интегрированию системы обыкновенного дифференциального уравнения. Их численный анализ проводится достаточно просто, а результаты расчётов позволяют установить и понять основные закономерности развития **Л. п. с.** и используются для приближённой оценки *сопротивления трения* и *аэродинамического нагрева* летательного аппарата.

Практический интерес представляет установившееся движение жидкости или газа в **Л. п. с.** при нулевом градиенте давления. Для *несжимаемой жидкости* такое течение реализуется на плоской бесконечно тонкой пластине, помещённой в однородный поток со скоростью  $V_\infty$  под нулевым углом атаки; в этом случае скорость потока на внешней границе **Л. п. с.**  $u_E = V_\infty$ . После введения функции тока  $\{\Psi\}(x, y)$  и перехода к безразмерным переменным по соотношениям

$$\{\Psi\}(x, y) = (2\nu u_\infty)^{1/2} f\{\eta\}, y = (2\nu x / u_\infty)^{1/2} \{\eta\}$$

система уравнений Прандтля сводится к обыкновенному дифференциальному уравнению  $j\{\eta\} + j\{\eta\} = 0$  с краевыми условиями  $f(0) = f\{\eta\}(0) = 0, f\{\eta\}(\{\infty\}) = 1$ , где  $x, y$  — оси координат, направленные вдоль и по нормали к поверхности пластины,  $\nu$  — кинематическая вязкость. В этом случае местный коэффициент сопротивления трения определяется выражением

## {{формула}}

где  $\{\rho\}$  — плотность,  $Re = u_\infty x / \nu$  — число Рейнольдса,  $\{\tau_w\}$  — местное напряжение трения (эта задача была решена немецким ученым Г. Блазиусом в 1908, а приведённое уравнение называется его именем). Расчёты для  $c_f$  толщин пограничного слоя  $\{\delta\}$ , вытеснения  $\{\delta\}^*$  и потери импульса  $\{\delta\}^{**}$  дают:  $c_f(Re)^{1/2} = 0,664$ ;  $\{\delta\}(Re)^{1/2}/x = 5$ ,  $\{\delta\}^*(Re)^{1/2}/x = 1,73$ ,  $\{\delta\}^{**}(Re)^{1/2}/x = 0,664$ . На этом примере видна природа **Л. п. с.** как области завихренного течения (рис. 1,а, штриховой линией обозначена толщина **Л. п. с.**): острая кромка пластины при взаимодействии её с набегающим потоком из-за сил трения является источником завихренности. Порождаемая этим источником завихренность путём конвекции и диффузии сносится вниз по потоку и распределяется по некоторой области а окрестности плоской пластины, при этом суммарный поток завихренности через любое поперечное сечение **Л. п. с.** остаётся постоянным.

Рассмотренная задача допускает обобщение на **Л. п. с.** при обтекании *сжимаемой жидкостью* так называемые изотермические пластины. Характеристики **Л. п. с.** при движении сжимаемой и несжимаемой жидкости в качественном отношении имеют одинаковый характер изменения вдоль поверхности, но отличаются в количественном отношении, и это различие зависит от определяющих параметров задачи. Для *совершенного газа* ими будут число Маха  $M\{\infty\}$  и температурный фактор  $\{\{T\}\{\omega\}\}$  (отношение температуры стенки  $\{\{T\}\{\omega\}\}$ , к температуре  $T_\infty$  теплоизолирующей поверхности, на которой местный тепловой поток равен нулю). Влияние определяющих параметров на величину  $c = c_f/(Re)^{1/2}$  показано на рис. 2. Для модели совершенного газа: показатель адиабаты  $\{\gamma\} = 1,4$ , *Прандтля число*  $Pr = 1,7$ , динамическая вязкость  $\{\mu\} \sim T^{0,76}$ . Анализ задачи позволяет также установить *аналогию Рейнольдса*, то есть связь между местным *Стантона числом*  $St$ , характеризующим интенсивность местного тёплого потока, и  $c_f$ :  $St = c_f/2S$ , где  $S = Pr^{2/3}$  — коэффициент аналогии Рейнольдса. Результаты решения уравнений для плоской пластины в сжимаемом газе непосредственно можно использовать для расчета напряжения трения и теплообмена на поверхности клиньев, обтекаемых сверхзвуковым потоком с присоединённым к вершине скачком уплотнения (см. *Ударная волна*).

Аналогичная автомодельная задача имеет место для осесимметричного **Л. п. с.** на поверхности острого кругового конуса, обтекаемого сверхзвуковым потоком под нулевым углом атаки с присоединённым к вершине скачком уплотнения, за которым реализуется *коническое течение* невязкого газа. Анализ уравнений Прандтля показывает, что при одних и тех же определяющих параметрах задачи характерные толщины **Л. п. с.** на поверхности конуса в  $3^{1/2}$  раз меньше, а местные коэффициенты  $c_f$  и  $St$  в  $3^{1/2}$  раз больше соответствующих величин на плоской пластине. Характерной особенностью поведения **Л. п. с.** на поверхности рассмотренного класса заострённых тел является обращение  $c_f$  и  $St$  в бесконечность, а характерных толщин — в нуль на острой передней кромке и вершине. Следовательно, в этих точках на поверхности летательного аппарата при его движении со сверх- и гиперзвуковыми скоростями в плотных слоях атмосферы будут иметь место максимальные тепловые нагрузки.

Другой практически важной задачей является течение жидкости или газа в **Л. п. с.** в окрестности критической точки затупленного тела (точка на поверхности тела, где скорость невязкого потока обращается в нуль, рис. 1, б). В этом случае скорость потока на внешней границе пограничного слоя пропорциональна продольной координате ( $u_\infty \sim x$ ), и решение уравнений Прандтля с помощью приведённых преобразований также сводится к интегрированию обыкновенного дифференциального уравнения. Согласно расчётам для плоскопараллельного течения несжимаемой жидкости  $c_f(Re)^{1/2} = 2,46$ , что намного превышает соответствующее значение для плоской пластины и объясняется влиянием отрицательного градиента давления. Из условия  $\{\{\eta\}\} = \text{const}$  следует, что в окрестности критической точки толщина **Л. п. с.** принимает постоянное, отличное от нуля, значение. Решение подобной задачи для осесимметричного течения приводит к результату  $c_f(Re)^{1/2} = 2,62$ . Сравнение с расчётами для плоской задачи показывает, что при наличии отрицательного градиента давления пространственность течения значительно меньше влияет на  $c_f$  чем в случае течения при нулевом градиенте давления. Решения аналогичных задач

для сжимаемой жидкости показывают, что характеристики **Л. п. с.** в качественном отношении ведут себя так же, как и при течении несжимаемой жидкости. Таким образом, в окрестности критической точки затупленного тела толщина **Л. п. с.** имеет постоянное конечное значение,  $\{\tau_w\} \sim x$ , а местный тепловой поток постоянен и ограничен по своему значению. Это важный результат для практических приложений, который означает, что для снижения максимальных тепловых нагрузок сверх- и гиперзвуковые летательные аппараты должны иметь затупленные передние кромки и вершины.

*Лит.* см. при статье *Пограничный слой*.

*В. А. Башкин.*

Рис. 1.

Рис. 2.

**ламинарный профиль** — *профиль крыла*, характеризующийся удалённым от носка положением точки перехода ламинарного течения в турбулентное при естественном обтекании, то есть без использования дополнительной энергии для затягивания перехода, как, например, при отсосе пограничного слоя, охлаждении поверхности (см. *Ламинаризация пограничного слоя*). Исследования в полёте состояния пограничного слоя на прямом крыле дозвукового самолёта (1938) показали наличие значительных участков *ламинарного пограничного слоя*. В СССР (*И. В. Остославский, Г. П. Свищёв, К. К. Федяевский*) и за рубежом были разработаны и применены на ряде самолётов **Л. п.**, форма которых позволяла получать сдвинутое назад положение точки перехода ламинарного пограничного слоя в турбулентный и за счёт этого снижать сопротивление трения, а следовательно, и полное аэродинамическое сопротивление самолёта. Для этого форма профиля должна обеспечивать на его поверхности в области ожидаемого ламинарного слоя ускоренное течение с возможно большим градиентом скорости для повышения устойчивости ламинарного течения к возмущениям. Геометрически это достигается смещением назад положения максимальной толщины и вогнутости профиля (см. *Кривизна профиля*), увеличением *относительной толщины* профиля и некоторым уменьшением радиуса кривизны носка. При этом с целью предотвращения *срыва потока* нельзя допускать резкого снижения скорости в хвостовой, диффузорной, части профиля, что приводит к ограничениям на геометрию профиля (недопустимо, например, смещение максимальной толщины и вогнутости за середину профиля, а также чрезмерное увеличение его толщины и вогнутости).

Фактором, ограничивающим возможности естественной ламинаризации пограничного слоя, является стреловидность крыла по передней кромке. При угле стреловидности больше 20—25 $\{\{\circ\}\}$  наблюдается значительное уменьшение области ламинарного течения. Участки с естественной ламинаризацией могут наблюдаться на различных элементах самолёта (носок фюзеляжа, горизонтальные и вертикальные оперения и т. д.). Лётные исследования, проведённые при дозвуковых скоростях на самолётах с прямыми крыльями и крыльями с углом стреловидности менее 20 $\{\{\circ\}\}$ , скомпонованными из **Л. п.**, подтвердили наличие протяжённых ламинарных участков (до 30—50% хорды). При этом критические *Рейнольдса числа*, определённые по длине ламинарного участка, достигали  $Re_* \{\{\approx\}\} 10—12) \cdot 10^6$ . Проведённые в середине 80-х гг. в СССР (ЦАГИ) и за рубежом расчётные и экспериментальные исследования при больших числах Рейнольдса показали возможность получения протяжённых (вплоть до середины хорды) ламинарных участков при околозвуковом обтекании профилей с ускорением потока в местной сверхзвуковой зоне. При этом *Маха число* полёта должно быть ограниченным, не допускающим возникновения интенсивных скачков уплотнения и заметного волнового сопротивления. Применение *сверхкритических профилей* с ускорением потока в местной сверхзвуковой зоне позволяет снизить сопротивление при повышенных дозвуковых скоростях полёта как за счёт естественной ламинаризации, так и за счёт малого, по сравнению с обычными профилями, волнового сопротивления.

В. Д. Боксер, Я. М. Серебрянский.

**Ланчестер** (Lanchester) Фредерик Уильям (1868—1946) — английский инженер и учёный в области аэродинамики, один из родоначальников теории летательных аппаратов тяжелее воздуха. Окончил Университетский колледж (ныне Саутхемптонский университет) и Национальную школу наук. **Л.** принадлежат две основные идеи: о циркуляции как причине подъёмной силы и концевых вихрях как причине индуктивного сопротивления крыла конечного размаха. Однако труды **Л.** были написаны настолько (сложно, что публиковались и приобретали известность с большим запозданием. Поэтому лишь вторая из этих идей была использована.

Соч.: Aerodynamics. L, 1907.

**«Лан-Чили»** (LAN-Chile, Linea Aerea Nacional de Chile) — национальная авиакомпания Чили. Осуществляет перевозки внутри страны, а также в страны Южной Америки, Западной Европы и в США. Основана в 1929. В 1989 перевезла 0,7 миллионов пассажиров, *пассажирооборот* 2,03 миллиарда пассажиро-км. Авиационный парк — 12 самолётов.

**Лапчинский** Александр Николаевич (1882—1938) — советский учёный в области авиации, комбриг (1935), профессор (1926). В Красной Армии с 1918. Окончил Алексеевское военное училище, Московский и Мюнхенский университеты, Киевскую школу лётнабов (1916). Участник Первой мировой войны. Во время Гражданской войны начальник полевого управления авиации и воздухоплавания армий, начальник штаба военно-воздушных сил Рабоче-крестьянской Красной Армии. После 1925 на преподавательской работе — начальник кафедры тактики авиации Военной академии имени М. В. Фрунзе и одновременно профессор Военно-воздушной академии Рабоче-крестьянской Красной Армии имени профессора Н. Е. Жуковского (ныне Военно-воздушная инженерная академия имени профессора Н. Е. Жуковского). Автор трудов по истории и теории авиации, в которых научно обосновал роль и место авиации в боевых действиях, указал на необходимость завоевания господства в воздухе, сосредоточения сил авиации для содействия наземным войскам на главном направлении, внёс значительный вклад в разработку основ тактики истребительной и бомбардировочной авиации. Выдвинутые **Л.** теоретические положения в боевом применении военно-воздушных сил оказались жизненными и в годы Великой Отечественной войны. Награждён орденом Красной Звезды. Необоснованно репрессирован; реабилитирован посмертно.

Соч.: Тактика авиация и вопросы противовоздушная обороны, 3 изд.. М., 1931; Техника и тактика воздушного флота, М.—Л., 1930; Воздушные силы в бою и операции, М., 1932.

**А. Н. Лапчинский.**

**ларингофонно-микрофонно-телефонные гарнитуры**, **авиагарнитуры**, — оконечные части самолётных систем связи членов экипажа с землёй через бортовые радиостанции и друг с другом через аппаратуру внутренней связи. В зависимости от вида применяемых преобразователей «звук — электрический сигнал» гарнитуры подразделяются на ларингофонно-телефонные и микрофонно-телефонные.

По степени защиты органов слуха и тракта приёма от внешних акустических шумов различают гарнитуры без шумозащиты {для работы с уровнем шумов до 50 дБ), с низкой шумозащитой (60—90 дБ), со средней шумозащитой (90—115 дБ) и высокой шумозащитой (более 115 дБ). При шумах с уровнем 90—115 дБ обычно используются микрофонно-телефонные гарнитуры, более 115 дБ и при атмосферном давлении не ниже 90 кПа — ларингофонно-телефонные.

Основные элементы гарнитур (см. рис.): микрофон (ларингофон), телефон (с шумозащитными заглушками или без них), микрофонный (ларингофонный) усилитель (для гарнитур с ларингофонами). В качестве несущих элементов используются оголовье, эластичное крепление для ларингофонов, мягкий, жёсткий или герметичный шлем. Специальные типы гарнитур обеспечивают работу в скафандре или кислородной маске.

Авиагарнитура: 1 — оголовье; 2 — заглушка; 3 — микрофонный усилитель; 4 — микрофон; 5 — телефон.

**Ларюшин** Евгений Иванович (р. 1934) — советский лётчик-испытатель, заслуженный лётчик-испытатель СССР (1976), Герой Советского Союза (1982). Окончил Егорьевский аэроклуб (1952), Омское военное авиационное училище (1956), Московский авиационный институт (1969). Работая в ОКБ имени Н. И. Камова, испытывал вертолёты Ка-15, Ка-18, Ка-25, Ка-26, Ка-32. Награждён 2 орденами Ленина, орденом Красной Звезды, медалями.

Е. И. ЛАрюшин.

**«Латекоэр»** (Société industrielle d'aviation Latécoère) — самолётостроительная фирма Франции. Основана в 1917 французским промышленником П. Латекоэром (P. Latécoère, 1883—1943), указанное название с 1922, Специализировалась на производстве военных и гражданских самолётов, главным образом гидросамолётов и тяжёлых летающих лодок. В 1936 большая часть предприятий фирмы национализирована, оставшаяся часть в 1939 вошла в состав фирмы «Бреге». После 1945 фирма восстановлена. Среди наиболее известных самолётов летающие лодки Латекоэр 380 с двумя поршневыми двигателями (первый полёт в 1930, пассажирский вариант) и 381 (1934, военный вариант), Латекоэр 301 с четырьмя поршневыми двигателями (1931, пассажирский вариант) и 302 (военный вариант), Латекоэр 521, 522 с шестью поршневыми двигателями (1935 и 1936, до 76 пассажиров) и 523 (военный вариант). После 1945 некоторое время выпускала летающую лодку собственной конструкции Латекоэр 631 с шестью поршневыми двигателями (1942), затем в основном перешла на выполнение заказов других авиационных фирм, главным образом «Дассо-Бреге» и «Аэроспасьяль». В 1984 на фирме построен сверхлёгкий самолет-амфибия Латекоэр 225. В 1987 прекратила деятельность по разработке летательных аппаратов.

**«Лебедь»** — марка самолётов, строившихся заводом «Акционерного общества воздухоплавания В. А. Лебедева». Завод основан в апреле 1914 в Петербурге Лебедевым, одним из первых русских дипломированных пилотов. В 1914—1918 выпускались самолёты «Л.» с порядковыми номерами от I до XXIV, причём большинство из них строились по иностранным (французским, немецким, английским) образцам с внесением в конструкцию отдельных изменений и усовершенствований. Значительной серией (около 200 экземпляров) был выпущен двухместный разведывательный самолёт «Л.-XII» (первый полёт в 1915; смотри рис. в таблице VII), применявшийся в Первой мировой к Гражданских войнах. Он оснащался задней турельной (подвижной) пулемётной установкой, а также был приспособлен для бомбометания. С двигателем «Сальмсон» мощностью 110 кВт максимальная скорость составляла 130—135 км/ч, потолок 3500 м.

**Леваневский** Сигизмунд Александрович (1902—1937) — советский лётчик, один из первых Героев Советского Союза (1934). Родился в семье польского рабочего. В Красной Армии с 1919. Окончил Севастопольскую школу морской лётчиков (1925). Работал инструктором в различных авиационных школах. С 1933 в Главсевморпути; совершил несколько дальних перелётов. В 1934 участвовал в спасении экспедиции парохода «Челюскин». В 1936 совершил перелёт Лос-Анджелес (США) — Москва. В 1937 предпринял попытку перелёта через Северный полюс в США (совместно с Н. Г. Кастанаевым, В. И. Левченко, Н. Н. Годовиковым, Г. Т. Побежимовым, Н. Я. Галковским). Связь с самолётом, попавшим в тяжёлые метеорологические условия, прекратилась. Поиск самолёта и экипажа оказался безуспешным.

Награждён орденами Ленина, Трудового Красного Знамени, Красной Звезды. Имя Л. присвоено школе морской лётчиков в Николаеве.

Лит.: **Водопьянов М. В.**, Повесть о первых героях, 2 изд., М., 1980.

С. А. Леваневский.

**Левченко** Анатолий Семёнович (1941—1988) — советский лётчик-испытатель, лётчик-космонавт

СССР (1987), заслуженный лётчик-испытатель СССР (1986), Герой Советского Союза (1987). После окончания Черниговского высшего авиационного училища лётчиков (1964) служил в военно-воздушных силах. В 1971 окончил школу лётчиков-испытателей и до конца жизни занимался испытаниями авиационной техники. Летал на 80 типах самолётов и их модификаций, в том числе на самолёте-аналоге орбитального корабля «Буран». С 1981 в отряде космонавтов-испытателей. В декабре 1987 участвовал в полёте на космическом корабле «Союз ТМ-4» и орбитальной станции «Мир». Награждён орденом Ленина, медалями.

**А. С. Левченко.**

**Лёгкие сплавы** — конструкционные сплавы на основе лёгких металлов — алюминия, бериллия, магния и титана (см. *Алюминиевые сплавы*, *Бериллиевые сплавы*, *Магниевые сплавы*, *Титановые сплавы*). Широко применяются в авиастроении.

**«Ледюк»** (Leduc) — марка экспериментальных самолётов с прямоточным воздушно-реактивным двигателем (конструктор самолётов и основатель одноимённой французской фирмы — Р. Ледюк). Первый самолёт из этой серии — «Л.» 010-01 начал проходить лётные испытания в виде планирующих полетов после отделения от самолёта-носителя Лангедок (рис. в табл. XXX) в 1947, а испытания с работающим прямоточным воздушно-реактивным двигателем начались в апреле 1949. На высоте 11000 м при тяге прямоточного воздушно-реактивного двигателя, составляющей половину от её расчётного значения, самолет развивал скорость 808 км/ч. В 1950—1956 было построено ещё 5 самолётов (010-02, 016, 021-01, 021-02, 022), «Л.» 022 проектировался как сверхзвуковой истребитель-перехватчик и для обеспечения автономности (исключения необходимости в самолёте-разгонщике) был оснащён комбинированной силовой установкой (турбореактивный двигатель + прямоточный воздушно-реактивный двигатель). После испытаний варианта 022 работы по самолётам «Л.» были прекращены. Комбинированные силовые установки подобного типа продолжают рассматриваться как перспективные для больших сверхзвуковых скоростей полёта и начального диапазона гиперзвуковых скоростей (см. *Прямоточный воздушно-реактивный двигатель*, *Турбопрямоточный двигатель*).

**Лейбензон** Леонид Самуилович (1879—1951) — советский учёный в области механики и нефтяного дела, академик АН СССР (1943; член-корреспондент 1933). Ученик *Н. Е. Жуковского*. Окончил Московский университет (1901), Императорское техническое училище (1906). Работал под руководством Жуковского в Кучинском аэродинамическом институте, в 1906—1908 — на Тульском механическом заводе. В 1906—1921 преподавал в Московском, Юрьевском (Дерптском), Тбилисском университетах, Бакинском политехническом институте (профессор с 1919), в 1922—1951 — в Московском университете. В 1932—1937 работал в теоретическом отделе Центрального аэрогидродинамического института; занимался разработкой методов расчёта самолётов на прочность, теорией пограничного слоя, некоторыми проблемами газовой динамики (дал важные преобразования для основных уравнений газовой динамики *С. А. Чаплыгина*), а также исследованиями в области теории упругости сопротивления материалов. Государственная премия (1943). Награждён 2 орденами Ленина, орденом Трудового Красного Знамени, медалями.

**Соч.:** Собрание трудов, т. 1—4, М., 1951—55.

**Лит.:** Боголюбов А. Н., Канделаки Т. Л., Л. С. Лейбензон. 1879—1951, М., 1991.

**С. Л. Лейбензон.**

**Лэнгли**, **Лэнгли** (Langley), Сэмюэл (1834—1906) — американский учёный-астрофизик, один из пионеров авиации. В 1851 окончил высшую школу в Бостоне, работал инженером и архитектором, позже сотрудником Гарвардской обсерватории, преподавателем математики в Морской академии. С 1867 директор обсерватории в Аллегейни, с 1887 директор Смитсоновского института в Вашингтоне. Помимо астрофизических исследований (изучал солнечный спектр, в 1881 изобрёл болометр) экспериментировал с моделями летательных аппаратов на ротативной установке с

динамометрами. В 1896 испытал две модели самолёта массой 12 кг (с паровыми двигателями), совершавшие полёты на расстояние до 1280 м. С 1898 по заказу правительства США строил самолёт для военных целей, модель которого (в масштабе 1/4) испытывалась с бензиновым поршневым двигателем в 1901. Натурный самолёт «Аэродром» (рис. в табл. II) со стартовой массой 385 кг имел два расположенных тандемом крыла, хвостовое оперение, киль под фюзеляжной балкой, поплавок, поршневой двигатель мощностью 37 кВт и два толкающих воздушных винта. 7 октября и 8 декабря 1903 самолёт стартовал с катапульты на надстройке баржи и оба раза сразу же падал в воду (пилотом был Ч. Мэнли — создатель поршневого двигателя для этого самолёта).

### С. Ленгли.

**Ленинградский институт авиационного приборостроения** (ЛИАП) — высшее учебное заведение, готовящее инженеров для научно-исследовательских институтов и производств, в которых создаются комплексы и средства для управления полётом летательных аппаратов. Основан в январе 1941 как авиационный институт, с февраля 1945 реорганизован в ЛИАП. Среди выпускников института — организаторы науки и производства, Герои Социалистического Труда, лауреаты Ленинской и Государственной премий СССР. В составе института (1990): факультеты — приборов и автоматики летательных аппаратов, радиотехнический, систем управления и электрооборудования летательных аппаратов, вычислительных и радиоэлектронных систем; вечерний и заочный факультеты; дневное, вечернее и заочные подготовительные отделения и курсы; 32 кафедры, научно-исследовательский сектор, две проблемные и 12 отраслевых лабораторий. В 1989/1990 учебном году в институте обучалось свыше 8 тысяч студентов, работало около 600 преподавателей, в том числе около 70 профессоров и докторов наук, свыше 500 доцентов и кандидатов наук. Издаются (с 1948) сборники трудов института.

**Ленинградское научно-производственное объединение имени В. Я. Климова** — берёт начало от завода «Русский Рено», основан в 1914 в Петербурге. Завод производил сборку авиационных двигателей «Рено» мощностью 162 кВт, применявшихся на самолетах И. И. Сикорского и Д. П. Григоровича. В 1927 на его базе образован завод по «Красный Октябрь», который изготавливал электрооборудование, запчасти для тракторов, узлы для танков, выполнял переборку танковых двигателей, выпустил (в 1930) первый советский серийный мотоцикл Л-300. В 1939—1940 на заводе велась подготовка к производству авиационных поршневых двигателей М-105. В августе 1941 завод был перебазирован в Уфу, где вошел в авиамоторостроительное предприятие, созданное на основе эвакуированного из Рыбинска завода №26, в состав которого входило (с 1935) КБ *В. Я. Климова*. В годы Великой Отечественной войны уфимский завод выпускал поршневые двигатели М-105 и ВК-107 конструкции Климова. В 1946 Климов возглавил образованное в Ленинграде ОКБ, ориентированное на разработку газотурбинных двигателей. О поршневых и газотурбинных двигателях, созданных в разные годы под руководством Климова и его преемников (*С. П. Изотова* и других), смотри в статье *ВК*. В 1963 предприятию присвоено имя Климова, в 1975 на его базе создано НПО. Награждено орденами Ленина (1969) и Октябрьской Революции (1977).

**Леонардо да Винчи** (Leonardo da Vinci) (1452—1519) — итальянский живописец, скульптор, архитектор, учёный, инженер. Первым начал систематизированное изучение проблем полёта. Пытался постигнуть природу сопротивления среды движению в ней тел, экспериментируя с падающими телами, с телами, движущимися в воде, и с плоскими поверхностями, наклонно движущимися в воздухе (прообраз аэродинамической поверхности). Установил наилучшую (с наименьшим сопротивлением) форму судна — с тупой закруглённой носовой частью и плавно заостряющейся кормовой частью. Изучал анатомию и полёт птиц, в 1505 написал трактат «О летании птиц»; строил искусственные крылья. Его инженерные разработки в основном фиксировались в записках и эскизах, не публиковались и долго оставались неизвестными. Например, только в конце XIX в. были опубликованы относящиеся к 1475 его рисунки парашюта и двух летательных машин (рис. в табл. I). Обе они были рассчитаны на мускульную силу

человека — одна с машущими крыльями (орнитоптер), другая с двумя винтовыми поверхностями, вращающимися на вертикальном валу (отдалённый прообраз вертолёта). В его честь в 1970 учреждён диплом Международной авиационной федерации (см. *Награды ФАИ*).

**«Лет»** (Let n{á}rodni podnik) — авиастроительная фирма Чехословакии. Образована в 1948. В 50-х гг. выпускала по лицензии учебно-тренировочный самолёт *Як-11* (под обозначением С-11), самолёты *«Аэро»* 45 и 145. В дальнейшем разработала и строила самолёт общего назначения L-200 *«Морава»*, сельскохозяйственный самолёт 237 *«Чмелик»*, планёр L13 *«Бланик»*. В 80-х гг. основная продукция фирмы — пассажирский самолёт на 15 мест L-410 *«Турболёт»* с двумя турбовинтовыми двигателями (первый полёт прототипа в 1969; построено более 800, из них более 500 для СССР, смотри рис. в табл. XXXV). Разработала пассажирский самолёт на 40 мест L-610 (первый полёт в 1988).

**летательный аппарат** (ЛА) — устройство для полётов в атмосфере Земли или в космическом пространстве. По наличию экипажа ЛА делятся на пилотируемые и беспилотные, по степени повторности использования — на одно- и многоразовые, по назначению — на научно-исследовательские (экспериментальные), народнохозяйственные (пассажирские, грузовые, сельскохозяйственные, и т. д.), военные, спортивные. Различают аэростатические, аэродинамические, космические летательные аппараты и ракеты.

**Аэростатические** (воздухоплавательные) ЛА — аппараты, у которых *всплывная сила* обеспечивается архимедовой силой, действующей на оболочку, наполненную лёгким газом или тёплым воздухом (см. *Архимеда закон, Аэростатика*). К ним относятся *аэростаты, стратостаты, дирижабли, гибридные летательные аппараты*. Первый полёт людей был совершён в 1783 на тепловом аэростате, построенном братьями *Монгольфье*.

**Аэродинамические** ЛА — аппараты, использующие для полета аэродинамическую *подъёмную силу*, которая образуется при обтекании воздушным потоком крыла (*планеры, самолёты, махолеты, экранопланы, крылатые ракеты*), несущего винта (*автожиры, вертолёты, летающие платформы* с несущим винтом и т. п.), несущего корпуса (*аппараты с несущим корпусом*). На некоторых аэродинамических ЛА вертикального взлёта и посадки крыло выполняет функции несущей поверхности только при наличии горизонтальной скорости (*преобразуемые аппараты, самолёты вертикального взлёта и посадки, винтокрылы*).

**Космические** ЛА предназначаются для полётов в космическое пространство; включают орбитальные, межпланетные и другие аппараты. На участке выведения космическому аппарату в соответствии с его назначением сообщается (например, с помощью ракеты) та или иная *космическая скорость*, после чего летательный аппарат продолжает полёт по инерции в поле сил тяготения. Свойства аэродинамических и космических летательных аппаратов сочетаются в *воздушно-космическом самолёте*.

Ракеты способны двигаться как в атмосфере Земли, так и в безвоздушном пространстве под действием реактивной силы — тяги ракетного двигателя. Применяются для запуска космических ЛА (ракеты-носители), доставки средств поражения к различным целям (боевые ракеты — баллистические и управляемые), проведения научных исследований (геофизические и метеорологические ракеты) и т. д.

*Ю. В. Макаров.*

**летающая лаборатория** — пилотируемый экспериментальный летательный аппарат, оборудованный для проведения исследований в реальном полёте. С помощью Л. л. выполняются следующие виды лётных исследований: демонстрация в полёте эффективности и реализуемости новых концепций; опережающая (до начала *лётных испытаний* летательного аппарата) отработка в полёте систем и бортового оборудования, новых методов лётных испытаний и средств измерений; подготовка экипажей к полётам на новых летательных аппаратах.

Доработка конструкции летательного аппарата в зависимости от назначения создаваемой на его базе **Л. л.** заключается в изменении его аэродинамической компоновки, системы управления, компоновки кабины и силовой установки, размещения антенн, а также в установке экспериментальных систем. **Л. л.** приобретает новые свойства по сравнению с базовым самолётом или вертолётom, что позволяет реализовать в полёте новые условия для работы экипажа, проверить новые системы, исследовать новые проблемы в области аэродинамики летательных аппаратов и динамики полёта и т. д. Например, при установке дестабилизатора самолёт превращается в динамически неустойчивый летательный аппарат, на котором можно исследовать работу автоматической системы улучшения устойчивости, а путём подвески под самолёт опытного двигателя можно создать **Л. л.** для исследования в условиях полёта новой силовой установки. С помощью **Л. л.** можно оценивать внешние условия, например, при установке на самолёте системы измерения вибраций в ряде точек конструкции можно создать **Л. л.** для оценки статистических характеристик неровностей взлётно-посадочной полосы при условии, что передаточная функция конструкции **Л. л.** определена заранее.

Необходимость проведения исследований на **Л. л.** объясняется тем, что трудно воспроизвести на наземных экспериментальных установках и учесть в математических моделях весь комплекс внешних факторов, действующих в полёте на летательный аппарат, его системы и экипаж.

*Лит.:* Берестов Д. М., Горин В. В., Моделирование динамики управляемого полета не летающих лабораториях, М., 1988.

*Л. М. Берестов.*

**летающая лодка** — гидросамолёт с фюзеляжем в виде лодки (см. рис.). Из гидросамолётов всех типов **Л. л.** обладает наиболее оптимальным сочетанием гидродинамических и аэродинамических качеств. Лодка воспринимает все гидростатические и гидродинамические нагрузки, обеспечивает безопасное нахождение летательного аппарата на плаву, остойчивость, непотопляемость, ходкость и устойчивость движения по воде, а также необходимые мореходные характеристики. Лодке придают по возможности плавнообтекаемую, заострённую к носу и корме форму, отличающуюся килеватой формой днища, с резко выраженным волнорезом в носовой части.

На днище лодки располагаются поперечные *реданы*, обычно два: один — вблизи центра масс, другой — в кормовой части лодки. Область сопряжения днища с бортами лодки (так называемые скуловые образования) имеет острую кромку. При движении по воде поперечные реданы и острые *скулы* способствуют установлению на днище лодки струйного течения с отрывом потока и струй с редана и скул без замыкания бортов и зареданной области и тем самым повышают гидродинамическое качество (см. *Глиссирование гидросамолёта*).

В целях повышения мореходности на носовой части днища лодки иногда располагают продольные реданы. Высокое положение центра масс **Л. л.** обусловлено верхним положением двигателей и крыла для защиты этих частей от воздействия волн и водяных струй. Вследствие высокого расположения центра масс **Л. л.** нестойчива в поперечной плоскости. Поэтому она снабжается двумя подкрыльными поплавками или *жабрами*. Широко применяются поддерживающие поплавокки малого объема, расположенные на концах крыла. Реже употребляются несущие поплавокки большого объема ближе к корпусу лодки. Подкрыльные поплавокки обычно имеют плоскокилевую форму и один поперечный редан. Жабры применяют очень редко.

Средняя часть днища лодки несёт основную гидродинамическую нагрузку; межреданная часть является своего рода стабилизатором **Л. л.** по углу наклона в продольной плоскости при движении по воде. Как правило, межреданная часть **Л. л.** устанавливается под некоторым углом к носовой (так называемый угол продольной килеватости межреданной части). Такое взаимное расположение носовой и межреданной частей обеспечивает взлёт и посадку **Л. л.** на возможно большем угле атаки, то есть с меньшей скоростью, а также ее глиссирование на одном редане с поднятой над водой межреданной частью, то есть движение с уменьшенным водяным сопротивлением.

Для обеспечения непотопляемости объём **Л. л.** разбивают водонепроницаемыми переборками на герметичные отсеки, которые дают ей возможность сохранять плавучесть и остойчивость при повреждении конструкции и затоплении некоторых отсеков.

*А. И. Тихонов.*

### Летающая лодка.

**летающая модель** — беспилотный экспериментальный летательный аппарат для проведения *лётных исследований* в области аэродинамики, динамики полёта, аэроупругости и упругости конструкции при создании новых самолётов и вертолётов. Наибольший практический интерес представляют лётные исследования на крупномасштабных **Л. м.**, позволяющие существенно дополнить результаты исследований в аэродинамических трубах благодаря большей степени удовлетворения критериям подобия между **Л. м.** и натурным летательным аппаратом и возможности выхода на режимы, недоступные для экспериментов в аэродинамических трубах. При этом обеспечивается функционирование в реальных условиях системы управления **Л. м.**, подобной по законам управления реальной системе, и тем самым существенно уменьшается технический риск при создании новых летательных аппаратов. Запуск **Л. м.** осуществляется в основном с самолёта (вертолёта)-носителя или ракеты, реже с наземной пусковой установки. Полёт выполняется по программе, заложенной в бортовую систему автоматического управления, либо по командам с земли. Наиболее совершенная схема управления **Л. м.** предусматривает радиотелеметрический тракт для передачи на наземный пункт управления информации о параметрах движения **Л. м.**, ЭВМ, которая обрабатывает эту информацию и формирует управляющие сигналы для **Л. м.**, и радиолинию для передачи этих сигналов на **Л. м.** В отдельных случаях в этот контур управления включается лётчик-оператор управления летательным аппаратом. Посадка осуществляется либо с помощью парашютно-реактивной системы мягкой посадки, либо по-самолётному с управлением по радио, либо путём подхвата вертолётом спускающейся на парашюте модели. Результаты измерений в полёте на **Л. м.** передаются на землю с помощью радиотелеметрической системы для определения по ним всех необходимых характеристик или записи, возвращаются на землю с помощью парашютных систем.

Наиболее часто **Л. м.** применяют для исследований в полёте характеристик *сваливания* и *штопора* с отработкой мероприятий по улучшению характеристик самолёта на этих режимах, оценки принципиально новых компоновок, изучения *флаттера* и *аэродинамического нагрева*.  
*Л. М. Берестов.*

**летающая платформа** — бескрылый вертикально взлетающий аппарат, у которого подъёмная сила создаётся воздушными винтами самолётного типа с большой *нагрузкой на ометаемую поверхность* или реактивным двигателем. Лётчик на таком аппарате располагается обычно стоя на платформе и держится за колонку управления с ручками мотоциклетного типа. Движение аппарата вперёд (и в любую сторону) осуществляется под действием горизонтальной составляющей тяги, создаваемой при наклоне аппарата лётчиком. **Л. п.** предназначены для преодоления различных препятствий и имеют небольшую дальность полёта.

В середине 1950-х гг. фирмой «Хиллер» (США) были созданы **Л. п.** типа *турболёт* и **Л. п.** с соосным несущим винтом в кольцевом канале. Создавались также летательные аппараты, имеющие несколько винтов в кольцевых каналах. В 1958—1964 испытаниями таких аппаратов, названных «летающий автомобиль», занималась фирма «Пясецкий» (США). В дальнейшем пилотируемые **Л. п.** развития не получили из-за сложности обеспечения удовлетворительной устойчивости в полёте и большой потребной мощности. Продолжались работы по созданию опытных образцов беспилотных платформ, предназначенных для подъёма на высоту различной разведывательной аппаратуры (радиолокационных станций, фотоаппаратов и др.).

Различают беспилотные платформы свободного полёта, когда они управляются по радио, и привязные — управляемые по кабелю, связывающему платформу с взлётно-посадочным

устройством (см. рис.). Взлётно-посадочные устройства **Л. п.** располагаются на колёсном или гусеничном шасси, которое служит одновременно для них и транспортировочным средством.

Лит.: Ружицкий Е. И., Безаэродромная авиация, М., 1959.

В. А. Касьяников.

Привязная летающая платформа с наземным комплексом; 1 — транспортная машина; 2 — несущий винт летающей платформы; 3 — двигательный отсек; 4 — отсек с аппаратурой; 5 — кабель управления; 6 — посадочное устройство; 7 — кабина операторов.

**«летающее крыло»** — схема самолёта, отличающаяся отсутствием у него *фюзеляжа*; разновидность схемы «бесхвостка» (см. статью *Аэродинамическая схема*).

**лётная годность воздушного судна** — см. *Нормы лётной годности*.

**лётная подготовка** — основной вид профессиональной подготовки лётного состава. Цель **Л. п.** — выработка, поддержание и совершенствование практических навыков и умений лётного состава по управлению летательным аппаратом в различных условиях к действиям в особых случаях полёта.

В лётных учебных заведениях **Л. п.** курсантов включает ознакомительные и вывозные полёты с инструктором и самостоятельные полёты на *учебных летательных аппаратах*, тренировку на *тренажёрах*, а также ознакомительные, вывозные и самостоятельные полёты на летательных аппаратах того типа, для которого производится подготовка пилотов. В ходе производственной деятельности лётный состав проходит систематическую планомерную **Л. п.**, в том числе регулярные тренировки на тренажёрах и лётные проверки для подтверждения права выполнять полёты.

Лит.: Картамышев П. В., Игнатович М. В., Оркин А. И., Методика лётного обучения, М., 1997.

**лётная полоса** — см. в статье *Аэродром*.

**лётное поле** — см. в статье *Аэродром*.

**лётное происшествие** — см. *Авиационное происшествие*.

**лётно-испытательная станция** (ЛИС) — аэродромный цех самолето- или вертолётостроительного завода, предназначенный для подготовки и выполнения лётных испытаний и передачи летательного аппарата в эксплуатацию. Состоит обычно из производственной, подготовки производства, аэродромно-технической и лётной служб.

**Производственная служба** осуществляет приёмку летательного аппарата с *контрольно-испытательной станции* и их подготовку к лётным испытаниям, заключающуюся в выполнении монтажно-сборочных работ, проведение которых возможно только в аэродромных условиях, а также наземных испытаний и доводки бортового оборудования. Испытания и доводка включают: окончательную отработку и регулировку электрического и радиоэлектронного оборудования, систем штурвального управления, управления механизацией крыла, комплексов пилотирования, навигации и наведения; заправку и отработку кислородного оборудования; списание радио- и магнитной девиации; дозаправку, опрессовку и отработку гидравлических и газовых бортовых систем; отработку и регулировку топливной системы (в том числе градуировку топливомеров), шасси, средств аварийного покидания; расконсервацию и отработку двигателей, отработку бортовых систем, функционально связанных с двигателями. Кроме того, производственная служба определяет массу и центр масс летательного аппарата; предъявляет летательный аппарат, приведённый в рабочее состояние, службе технического контроля; проводит предварительную и предполётную подготовку летательного аппарата, послеполётный осмотр и устраняет замечания по результатам полётов; подключает контрольно-записывающую аппаратуру (КЗА) к бортовым системам и обрабатывает информацию с КЗА о лётных испытаниях. **Служба подготовки**

производства осуществляет технологическую подготовку, поддерживает в работоспособном состоянии контрольно-измерительную аппаратуру, отладочные и заправочные стенды, аэродромную оснастку, здания и сооружения. Аэродромно-техническая служба поддерживает аэродром в работоспособном состоянии. Лётная служба обеспечивает непосредственное проведение лётных испытаний.

Оборудование ЛИС включает: технологическое оборудование подготовки к полётам — переносную, мобильную и стационарную сервисную контрольно-проверочную аппаратуру, автоматизированные стенды и системы для автономного и комплексного контроля бортового оборудования, поворотные устройства списания девиации; КЗА и средства обработки лётной информации; оборудование общего назначения, содержащее универсальные, смонтированные на шасси автомобиля электро-, пневмо- и гидрпитательные агрегаты, топливо-, масло-, воздухозаправочные агрегаты, кислородно-зарядные станции, отработочные агрегаты, подъёмно-транспортные средства, моечные и уборочные машины, стапеля, стремянки и прочую аэродромную оснастку; сооружения — склады ГСМ и запчастей, ангары, отработочные боксы, тир, гараж, служебные и бытовые помещения; аэродром с его оборудованием.

Лит.: Тихомиров В. А., Основы проектирования самолетостроительных заводов и цехов, 2 изд., М., 1975, Технология самолетостроения, 2 изд., М., 1982.

Б. Г. Соловьёв.

летно-исследовательский институт имени М. М. Громова (ЛИИ) — научный Центр по исследованиям и испытаниям авиационной техники в натуральных условиях. Создан в марте 1941 на базе ряда подразделений Центрального аэрогидродинамического института в Подмоскowie (ныне г. Жуковский). Проводит лётные исследования, охватывающие широкий круг проблем аэродинамики и механики полёта, прочности и воздействия внешней среды, работы силовых установок, элементов и систем бортового оборудования, систем жизнеобеспечения и спасения экипажей самолётов, вертолётов и воздушно-космических аппаратов. Лётные исследования на летающих лабораториях, самолётах-аналогах и летающих моделях обеспечиваются теоретическими разработками, лабораторными и стендовыми испытаниями, математическим и полунатурным моделированием. Значительное место в деятельности ЛИИ занимают разработка методологии, участие в лётных испытаниях и доводке опытных образцов летательных аппаратов. Институт является головной организацией по разработке национальных Норм лётной годности гражданских самолётов и вертолётов и Методов определения соответствия летательных аппаратов нормам. По результатам заводских испытаний ЛИИ принимает решение о лётной годности гражданских летательных аппаратов, участвует в государственных сертификационных испытаниях и совместно с ГосНИИ ГА выдает заключение о соответствии летательного аппарата нормам. Институт проводит работы по обеспечению безопасности полётов летательных аппаратов и участвует в расследовании лётных происшествий.

Полеты летательных аппаратов института и базирующихся организаций обеспечиваются комплексом штатных и специальных средств управления воздушным движением в испытательных зонах и в районе аэродрома; внешне-траекторные измерения выполняются на всех высотах и скоростях радиолокационными, оптическими и лазерными системами. Используются приёмные и передающие радиотелеметрические системы, самолёты-эталоны, летающие пункты управления и сбора информации, киносъёмщики, аварийно-спасательные и транспортные воздушные суда. Измерительные средства обеспечивают регистрацию авиационных рекордов в соответствии с международными требованиями. Специалисты ЛИИ участвуют в работе специализированных международных организаций (ИКАО, ИСО и др.).

Институт имеет конструкторско-производственную базу для оборудования летающих Лабораторий и моделей, а также создания средств измерений и регистрации при специальных лётных исследованиях. Располагает вычислительным центром, обеспечивающим автоматизированную обработку информации, в том числе в реальном масштабе времени, и

управление лётным экспериментом. Готовит специалистов по лётным испытаниям (работают специализированные кафедры в Московском физико-техническом институте и Московском авиационном институте, школа лётчиков-испытателей).

Награждён орденами Октябрьской Революции (1981), Красного Знамени (1945).

*Лит.:* Задачи и структура летных испытаний самолетов и вертолетов, под ред. А. Д. Миронова, М., 1982; Ярмаков Г. Г., Летные испытания первых опытных образцов самолетов, М., 1987.

*К. К. Васильченко, А. М. Мурашкевич.*

**летно-технические характеристики** — комплекс количественных показателей, определяющих возможности летательного аппарата выполнять своё целевое назначение. К основным **Л.-т. х.** относятся *пассажировместимость* (грузоподъёмность), крейсерская и максимальная *скорость*, *потолок*, практическая и техническая *дальность полёта*, *радиус действия*, *продолжительность полёта*, *скороподъёмность* и другие характеристики *манёвренности*, *взлётно-посадочные характеристики*. Для боевых летательных аппаратов аналогичный комплекс показателей обычно называется **лётно-тактическими характеристиками**, в которые кроме большинства перечисленных выше характеристик включают *боевую живучесть*, *боевую эффективность*, *заметность* и некоторые другие характеристики.

**лётные испытания летательного аппарата** проводятся в натурных условиях (в полёте) для оценки характеристик, испытываемого летательного аппарата, сравнения полученных показателей с заданными (нормируемыми), выработки мероприятий по их улучшению при необходимости. К началу **Л. и.** должны быть завершены в полном объёме работы, связанные с подготовкой испытательной базы, формированием плана-графика, плана материально-технического обеспечения, подготовкой лётного, инженерного и технического состава. Для расширения фронта работ, снижения риска испытательных полётов и материальных затрат **Л. и.** проводятся в сочетании с *наземными испытаниями* с использованием лабораторных стендов, моделирующих комплексов, специальных установок. Длительность **Л. и.** и доводки летательного аппарата существенно сокращается благодаря рациональному распределению работ, выполняемых в лётных и наземных условиях, оптимальной организации испытаний, осуществляемых по единому плану, предусматривающему последовательность поступления летательного аппарата на испытания, своевременному материально-техническому обеспечению, применению информационно-измерительных систем на базе быстродействующих ЭВМ, магнитных регистраторов для автоматизированной обработки и анализа результатов измерений, радиотелеметрических систем и средств управления лётным экспериментом в реальном масштабе времени. **Л. и.** разделяются на *заводские испытания*, *государственные испытания*, *контрольные испытания*, *приёмо-сдаточные* и *эксплуатационные испытания*.

Заводские и государственные **Л. и.** проводятся по согласованным между заказчиком и исполнителем программам, основанным на типовых программах, с учётом специфики конкретных летательных аппаратов и целей каждого этапа, по единым методическим документам. На заводах-изготовителях летательных аппаратов проходят **приёмо-сдаточные испытания** в порядке, предусмотренном договором на поставку. Контрольным испытаниям подвергаются летательные аппараты из головной и выборочно из последующих серий. Для накопления опыта эксплуатации в ожидаемых условиях применения летательных аппаратов проводятся эксплуатационные испытания. Научно-методическое руководство **Л. и.** (разработка типовых программ, методологии **Л. и.**, частных методик испытаний отдельных видов, математическое обеспечение обработки и анализа информации, разработка технических заданий на создание специальной аппаратуры для испытаний) осуществляется головными НИИ отраслей промышленности и заказчика.

*Лит.:* Ведров В. С., Тайц М. А., Летные испытания самолетов, М., 1951; Задачи и структура летных испытаний самолетов и вертолетов, М., 1982; Берестов Л. М., Зайцев Ю. М., Пашковский И. М., Планирование и организация летных испытаний, М., 1990.

**лётные исследования** — физический эксперимент в натуральных условиях (в полёте) и изучение на основе результатов эксперимента закономерностей взаимодействия летательного аппарата с внешней средой, с гравитационными и другими полями Земли и (или) воздействия этой среды и этих полей на экипаж, а также на системы летательного аппарата.

**Л. и.** охватывают широкий круг проблем, связанных с аэродинамикой, механикой полёта и прочностью летательного аппарата, работой силовых установок и систем управления полётом, условиями работы различных комплексов и систем бортового оборудования, воздействием летательного аппарата на окружающую среду. **Л. и.** могут производиться на летающих моделях (ЛМ), экспериментальных и опытных летательных аппаратах, серийных летательных аппаратах, переоборудованных в летающие лаборатории (ЛЛ) или в так называемые самолёты-аналоги. Важнейшим условием повышения эффективности **Л. и.** является моделирование изучаемых явлений перед **Л. и.** и в процессе их проведения с помощью имеющихся или специально создаваемых моделирующих установок.

Особое значение **Л. и.** приобретают при создании летательных аппаратов или их систем принципиально новых схем, при изучении неустановившихся движений, составляющих основную часть режимов полёта летательных аппаратов многих типов, и при расширении факторного пространства за пределы ранее достигнутых значений, в особенности если эти области факторного пространства не могут быть смоделированы в лабораторных условиях.

При экспериментах на ЛМ определяются аэродинамические характеристики летательного аппарата, изучаются распределение давления и параметры пограничного слоя, исследуются особенности полёта на больших углах атаки. С помощью ЛЛ и ЛМ изучаются влияние вязкости в сжимаемом потоке при натуральных числах Рейнольдса, аэродинамика гиперзвуковых скоростей.

Большую роль играют **Л. и.** неустановившихся движений самолётов, в особенности на больших и сверхкритических углах атаки, а также отрывных и отрывно-вихревых течений. Аэроупругое взаимодействие летательного аппарата и воздушной среды моделируется в лабораторных условиях лишь частично. Поэтому **Л. и.** широко применяются для определения внешних нагрузок, действующих на летательный аппарат, и для изучения работы конструкции под действием этих нагрузок. На эксплуатационных режимах полёта и в ряде других случаев изучаются напряжения, деформации и упругие колебания элементов конструкции, распределение давления и температуры на наружной поверхности и температуры в элементах конструкции.

К типичным примерам **Л. и.** силовых установок относятся: изучение характеристик входных и выходных устройств и согласование их с характеристиками двигателя; уточнение оптимальных законов управления геометрией газоздушного тракта; определение степени равномерности и спектра пульсации параметров течения в каналах; определение характеристик газодинамической устойчивости силовой установки; исследование особенностей неустановившихся режимов; исследования топливной, масляной и других систем.

В процессе разработки систем бортового оборудования, когда аппаратура создаётся с применением новых физических принципов или для новых условий применения, до постройки опытного образца изготавливается действующий макет или экспериментальный образец, который после лабораторной и стендовой отработки устанавливается на ЛЛ. **Л. и.**, проведённые с использованием макета, позволяют проверить в натуральных условиях правильность принципиальных решений, положенных в основу вновь создаваемой аппаратуры. Кроме автономной отработки отдельных систем большое внимание уделяется совместно работе всего комплекса бортового оборудования.

Для исследований воздействия летательного аппарата на окружающее пространство, распространяющегося на значительные площади, требуется создание измерительных полигонов в районе аэродрома (для изучения шума и эмиссии вредных веществ), в испытательных зонах (для

исследования звукового удара) или специальных измерительных комплексов (для исследований спутного вихревого следа).

Измерения при **Л. и.** отличаются разнообразием применяемых средств. Они включают средства фиксации режима полёта летательного аппарата и специальные средства, предназначенные для измерений параметров и характеристик исследуемой системы или явления. До начала лётного эксперимента разрабатываются, отлаживаются и апробируются алгоритмы и программы поэтапной автоматизированной обработки результатов измерений (экспресс-информация, оперативная и полная обработка), то есть создаётся модель эксперимента (рис. 1).

Сокращение сроков проведения и повышение эффективности и безопасности лётного эксперимента может быть достигнуто, если во время полёта результаты бортовых и внешнетраекторных измерений по радиотелеметрической линии передаются в стационарную систему обработки данных и управления экспериментом (рис. 2), где результаты измерений автоматически вводятся в вычислительные устройства, а машинная обработка ведётся в темпе проведения эксперимента и её результаты отображаются на дисплеях. Аналогичные системы применяются для управления экспериментом на борту ЛЛ.

Они позволяют руководителю исследования (на земле или на борту ЛЛ) корректировать выполнение эксперимента и в случае необходимости предупредить лётчика о приближении к зоне опасных режимов или уточнить содержание последующих заданий. Применение методов идентификации позволяет по результатам **Л. и.** оценить адекватность принятой модели исследуемого явления и уточнить параметры модели.

Впервые в СССР **Л. и.** начали проводиться в Центральном аэрогидродинамическом институте, где в 1919 по инициативе *Н. Е. Жуковского* был создан лётный отдел. В коллегию лётного отдела вошли научные работники Центрального аэрогидродинамического института *В. П. Ветчинкин*, *А. Н. Журавченко*, *Н. В. Красовский*, *Б. С. Стечкин* и *Б. Н. Юрьев*. Бурное развитие отечественной авиационной науки в годы первых пятилеток сопровождалось широким развёртыванием исследований в полёте. Эти работы проводились под руководством и при непосредственном участии советских учёных *В. С. Ведрова*, *Б. Н. Егорова*, *Г. С. Калачёва*, *Н. С. Строева*, *М. А. Тайца*, *А. В. Чесалова* и других. В марте 1941 был создан Лётно-исследовательский институт, ставший научным центром по разработке методологии и проведению исследований авиационной техники в полёте. См. также *Лётные испытания*.

*Лит.:* Лётные исследования, в кн.: Развитие авиационной науки и техники в СССР, М., 1980; Методы исследований на летающих моделях, под ред. А. Д. Миронова, М., 1988.

*А. Д. Миронов.*

Рис. 1. Одна из моделей процесса измерений при лётных исследованиях:  $Z$  — совокупность величины, характеризующих условия эксперимента;  $P_i$  — измеряемый параметр и соответствующий ему сигнал  $e_i$  с датчика;  $\{\{\psi\}\}$  и  $[\{\{\psi\}\}]$  — «суммарный» сигнал в аналоговой и дискретной формах.

Рис. 2. Структурная схема измерительно-информационной системы для лётных исследований.

**лётные ограничения**, **лётно-эксплуатационные ограничения**, — предельно допустимые для лётной эксплуатации данного летательного аппарата значения параметров его движения и погодные условия, при которых обеспечивается требуемый уровень безопасности полётов. К параметрам движения, на которые накладываются ограничения, относятся *углы атаки* и *скольжения*, *нормальная* и *поперечная перегрузки*, *скорости крена* или *углы крена*, *Маха числа* полёта, *скоростной напор* или *индикаторная скорость* летательного аппарата, *минимальная* и *максимальная скорости* и *высоты целевого применения* летательного аппарата и др. Погодные условия — *горизонтальная видимость*, *нижняя граница облаков*, значения *бокового ветра* и его порывов при взлёте и посадке, состояние *взлётно-посадочной полосы* и др.

Под требуемым уровнем безопасности полётов понимаются: отсутствие критических явлений в динамике и управляемости летательного аппарата в нормальных условиях полёта при всех допустимых значениях параметров его движения; наличие требуемых гарантийных запасов по каждому из параметров движения, определяющих граничные условия эксплуатации летательного аппарата; отсутствие у летательного аппарата тенденции к немедленному развитию того или иного критического режима или к возникновению другой опасной ситуации в случае выхода его на внешнюю границу предельной области режимов полёта (по каждому из параметров движения летательного аппарата, определяющих граничные для него условия эксплуатации); наличие хорошо заметных лётчику естественно или искусственно созданных признаков приближения летательного аппарата к внешней границе эксплуатационной области режимов полёта, перехода его за границу этой области и приближения к внешней границе предельной области режимов полёта, полное соответствие действующим нормам всех характеристик устойчивости и управляемости летательного аппарата в любых эксплуатационных условиях его использования (в том числе и в случаях вероятных отказов отдельных функциональных систем).

Предельно допустимые для лётной эксплуатации летательного аппарата значения параметров его движения и погодные условия устанавливаются по результатам *лётных испытаний* опытного образца с учетом выявленных особенностей летательного аппарата и его функциональных систем.

*И. М. Паиковский.*

**Лётов** Александр Михайлович (1911—1974) — советский учёный в области автоматического управления, член-корреспондент АН СССР (1968), После окончания механико-математического факультета Московского государственного университета (1937) работал в авиационной промышленности, занимаясь проблемами инерциальных систем и теорией автопилотов. В 1949—1972 в Институте проблем управления АН СССР, одновременно профессор Московского авиационного института (1961—1967), заведующий кафедрой Университета дружбы народов имени П. Лумумбы (1967—1972), затем заместитель директора Международного института системных исследований. Президент Международной федерации по автоматическому управлению (1958—1960). Труды по устойчивости нелинейных регулируемых систем, динамике полёта, системам управления летательным аппаратом. Основоположник теории аналитического конструирования оптимальных регуляторов. Государственная премия СССР (1972). Награждён орденами Трудового Красного Знамени, «Знак Почёта», медалями.

Соч.: Математическая теория процессов управления, М., 1981.

**А. М. Летов.**

**лётчик** — лицо, владеющее искусством управления летательным аппаратом (самолётом, вертолётном, планёром и т. д.). **Л.** гражданской авиации и **Л.**, управляющих воздухоплавательными аппаратами, принято называть пилотами. См. *Экипаж*.

При исследовании движения летательного аппарата **Л.** выступает как звено контура управления. В системе «летательный аппарат — лётчик» **Л.** рассматривают в двух аспектах: как реального исполнителя для осуществления управления в полёте (и при работе на *пилотажных стендах*) и как источник информации при формировании математических моделей для описания ручного управления летательным аппаратом. Математические модели поведения **Л.** формируют обычно в терминах и параметрах теории регулирования. Эти модели используются в расчётных исследованиях при анализе устойчивости замкнутой системы «летательный аппарат — лётчик» и для качественной оценки точности пилотирования, что позволяет выделить основные параметры летательного аппарата и его системы управления, определяющие возможность решения поставленной перед **Л.** задачи и методически правильно построить экспериментальные исследования на пилотажных стендах и в полёте. На практика наибольшее распространение получила математическая модель поведения **Л.**, разработанная американским учёным Д. Т. Мак-Руэром (McRuer) в конце 50-х гг. В упрощённой форме она представляется в виде *передаточной*

функции

$$W_{\text{л}} = K_{\text{л}} \exp(-p\{\{\tau\}\})(T_{\text{л}}p + 1)/T_{\text{л}}p + 1),$$

где  $K_{\text{л}}$  — коэффициент усиления Л.,  $T_{\text{л}}$  — постоянная времени вводимого Л. опережения,  $T_l$  — постоянная времени звена, описывающего возможности Л. фильтровать входной сигнал,  $\{\{\tau\}\}$  — время реакции Л., определяемое временем восприятия им информации, её обработки и принятия решения и характерным временем нервно-мышечной реакции. Значение  $\{\{\tau\}\}$  зависит от мобилизованности Л., объёма перерабатываемой информации (числа альтернатив), характера задачи и типа ответных действий. Время простейшей реакции на ожидаемый одиночный так называемый релейный сигнал составляет 0,2—0,3 с (из них 0,1—0,2 с — передача и обработка информации и около 0,1 с — время мышечной реакции).

В более сложных ситуациях, когда от Л. требуется квалифицировать явление, принять ответственное решение для выполнения нестандартных действий, что требует привлечения логического мышления, значение  $\{\{\tau\}\}$  резко увеличивается и может составлять несколько секунд, а в отдельных случаях — десятки секунд и минуты.

Параметры  $K_{\text{л}}$ ,  $T_{\text{л}}$  и  $T_l$  Л. зависят от индивидуальности Л., типа летательного аппарата и конкретной задачи пилотирования. Экспериментально установлено, что параметры передаточной функции могут быть выбраны из условий обеспечения устойчивости замкнутой системы «летательный аппарат — лётчик» и высокого качества процесса управления. Для одноконтурной одноканальной системы «летательный аппарат — лётчик» (рис. 1) с единичной обратной связью условия устойчивости и качества управления формируются в виде требований к частотной характеристике разомкнутой системы «летательный аппарат — лётчик» (рис. 2):  $\{\{\omega\}\}_{\text{ср}}$  — частота среза логарифмической амплитудной характеристики (ЛАХ) должна, по крайней мере, вдвое превышать частоту входного сигнала; в районе частоты среза наклон ЛАХ должен составлять не менее 20 дБ/дек; запас по фазе должен быть не менее  $\{\{\Delta\phi\}\} = 40—60\{\{\circ\}\}$ , запас по амплитуде — не менее  $\{\{\Delta\}\}L = 10—12$  дБ; кроме того, должны выполняться и другие требования.

На стадии расчётного анализа конкретной задачи динамики полёта с использованием модели Л. могут быть не только определены настраиваемые параметры системы управления летательным аппаратом, но и качественно предсказана оценка лётчика. Для этой цели используются две группы экспериментально определяемых зависимостей оценок летательных аппаратов лётчиком: 1) от параметров передаточной функции Л. (характеризуют напряжённость и степень трудности задачи пилотирования); 2) от параметров частотной характеристики разомкнутой системы «летательный аппарат — лётчик» (характеризуют устойчивость системы и качество управления).

Описанная простейшая модель Л. применима к задачам пилотирования, выполняемым на уровне рефлекторных реакций и не требующим принятия сложных логических решений.

Г. И. Загайнов, А. З. Тарасов.

Рис. 1. Структурная схема одноконтурной одноканальной замкнутой системы «летательный аппарат — лётчик».

Рис. 2. Логарифмические амплитудная ( $L$ ) и фазовая ( $\{\{\phi\}\}$ ) частотные характеристики разомкнутой системы «летательный аппарат — лётчик».

**лётчик-испытатель** — лётчик, профессионально подготовленный и занимающийся испытаниями в полёте (см. *Лётные испытания*) новых (опытных или серийных), модифицированных, подвергшихся ремонту или доработке образцов авиационной техники, а также лётными исследованиями (опережающими, поисковыми) по созданию научно-технического задела или изучению новых явлений, процессов. Профессиональные качества, необходимые Л.-и.: техническая грамотность, знание испытываемой техники и методов её испытаний, хорошая

техника пилотирования, умение адаптироваться к изменению летно-технических и эргономических характеристик летательного аппарата и ситуации в полёте, а также оценить возможности летательного аппарата и допустимый уровень риска, устойчивость к физическим и психологическим нагрузкам, способность самостоятельно принимать решения.

**«Летчик-космонавт СССР»** — почётное звание, учреждённое Указом Президиума Верховного Совета СССР от 14 апреля 1961; присваивалось гражданам СССР, совершившим успешный полёт в космос. На 1 января 1991 полёты в космос совершили 69 советских граждан: Ю. А. Гагарин (1961), Г. С. Титов (1961), А. Г. Николаев (1962, 1970), П. Р. Попович (1962, 1974), В. Ф. Быковский (1963, 1976, 1978), В. В. Терешкова (1963), В. М. Комаров (1964, 1967), К. П. Феоктистов (1964), Б. Б. Егоров (1964), П. И. Беляев (1965), А. А. Леонов (1965, 1975), Г. Т. Береговой (1968), В. А. Шаталов (1969 — 2 раза; 1971), А. С. Елисеев (1969 — 2 раза; 1971), Е. В. Хрунов (1969), Б. В. Балыков (1969, 1976), Г. С. Шонин (1969), В. Н. Кубасов (1969, 1975, 1980), А. В. Филипченко (1969, 1974), В. Н. Волков (1969, 1971), В. В. Горбатко (1969, 1977, 1980), В. И. Севастьянов (1970, 1975), Н. Н. Рукавишников (1971, 1974, 1979), Г. Т. Добровольский (1971; звание «Л.-к. СССР» не присваивалось), В. И. Пацаев (1971; звание «Л.-к. СССР» не присваивалось), В. Г. Лазарев (1973, 1975), О. Г. Макаров (1973, 1975, 1978, 1980), П. И. Климук (1973, 1975, 1978), В. В. Лебедев (1973, 1982), Ю. П. Артюхин (1974), Г. В. Сарафанов (1974), Л. С. Дёмин (1974), А. А. Губарев (1975, 1978), Г. М. Гречко (1975, 1977—1978, 1985), В. М. Жолобов (1976), В. В. Аксёнов (1976, 1980), В. Д. Зудов (1976), В. И. Рождественский (1976), Ю. Н. Глазков (1977), В. В. Ковалёнок (1977, 1978, 1981), В. В. Рюмин (1977, 1979, 1980), Ю. В. Романенко (1977—78, 1980, 1987), В. А. Джанибеков (1978, 1981, 1982, 1984, 1985), А. С. Иванченков (1978, 1982), В. А. Ляхов (1979, 1983, 1988), Л. И. Попов (1980, 1981, 1982), Ю. В. Малышев (1980, 1984), Л. Д. Кизим (1980, 1984, 1986), Г. М. Стрекалов (1980, 1983, 1984, 1990), В. П. Савиных (1981, 1985, 1988), А. Н. Березовой (1982), А. А. Серебров (1982, 1983), С. Е. Савицкая (1982, 1984), В. Г. Титов (1983, 1987-88), А. П. Александров (1983, 1987), В. А. Соловьёв (1984, 1986), О. Ю. Атьков (1984), И. П. Волк (1984), В. В. Васютин (1985), А. А. Волков (1985, 1988—1989), А. И. Лавейкин (1987), А. С. Викторенко (1987), А. С. Левченко (1987), М. Х. Макаров (1987—1988), А. Я. Соловьёв (1988), С. К. Крикалёв (1988—1989), В. В. Поляков (1988—1989), А. Н. Баландин (1990), Г. М. Манаков (1990).

**Ли-2** — обозначение строившегося (с 1938) в СССР по лицензии пассажирского (транспортного) самолёта фирмы «Дуглас» DC-3. Переработка конструкции и чертежей применительно к отечественным материалам, технологии, нормам прочности и метрической системе мер была осуществлена под руководством *В. М. Мясищева*. Строительство самолёта Ли-2 ускорило освоение в СССР плазово-шаблонного метода производства. Самолёт был оснащён новейшими средствами радионавигации и связи. С введением в эксплуатацию повысилась регулярность полётов, стала расширяться сеть воздушных линий. Первоначально самолёт назывался ПС-84, а с сентября 1942 — Ли-2 (по имени главного инженера завода Б. П. Лисунова, руководившего внедрением самолёта в производство). Самолёт представлял собой моноплан цельнометаллической конструкции с двумя поршневыми двигателями М-62ИР мощностью 735 кВт и убирающимся в полёте шасси. Пассажировместимость 14—24 человек, рейсовая скорость 240 км/ч, выпущено более 2000 самолётов. Они применялись в народном хозяйстве более 30 лет, а в годы Великой Отечественной войны использовались в качестве военно-транспортных самолётов и бомбардировщиков.

**лидерный самолет** — самолёт, опережающий по наработке другие самолёты рассматриваемого типа с целью заблаговременного выявления возможных критических мест в конструкции и механизмах по условиям износа, усталости и других накапливающихся в процессе эксплуатации изменений характеристик прочности. Для надёжного выявления таких мест **Л.с.** должен опережать по наработке основную часть парка самолётов данного типа в 2—3 раза и более. Опережение, как правило, обеспечивается путём существенной интенсификации эксплуатации **Л.с.** по характеристикам эксплуатационных воздействий. На **Л.с.** должны проводиться тщательный учёт условий эксплуатации и нагруженности конструкции, а также оценка

технического состояния с применением наиболее эффективных методов и средств. В ряде случаев в качестве **Л. с.** используется группа головных рейсовых самолётов, имеющих максимальный налёт.

**Лиlientаль** (Lilienthal) Отто (1848—1896) — немецкий инженер, один из пионеров авиации. Окончил инженерную академию в Берлине. С братом Густавом изучал полёт птиц, несущие свойства крыла в зависимости от кривизны и угла атаки, принципы устойчивости, проводил эксперименты. Опубликовал книгу «Полёт птиц как основа искусства летать» (1889). С 1891 летал на балансирных планерах собственно конструкции — монопланах и бипланах (рис. в табл. II), изготовленных из ивовых прутьев, растяжек и полотняной обшивки, стартуя с холмов. Совершил свыше 2000 полётов (общий налёт около 5 ч, дальность полёта до 300 м; развороты почти на  $180\{\{\circ\}\}$ ). Погиб в очередном полёте. **Л.** сыграл значительную роль в развитии авиационных исследований во многих странах, в том числе в развитии работ братьев Райт. Деятельность **Л.** высоко оценил *Н. Е. Жуковский*. Именем **Л.** названа графическая зависимость между коэффициентом подъёмной силы и силой лобового сопротивления — *поляра Л.* В его честь в 1938 учреждена медаль Международной авиационной федерации (см. *Награды ФАИ*). Портрет смотри на стр. 313.

**«Линг-Темко-Воут»**, ЛТВ (Lmg-Temco-Vought; LTV Aerospace and Defense Company), — авиаракетно-космическая фирма США. Является отделением концерна «ЛТВ корпорейшен», образованного в 1961 и включившего фирму «Воут». В период 1971—1984 называлась «Воут корпорейшен» (Vought Corporation). Специализируется на разработке и производстве палубных самолётов. Продолжила выпуск истребителей Воут F-8 «Крусейдер». В 1980-е гг. выпускала палубные ударные самолёты А-7 «Корсар» II (1965, производство завершено в 1983 выпуском 1545-го самолёта; см. рис. в табл. XXXIV), ракеты-носители «Скаут», компоненты космических систем, тактические ракеты; участвовала в программах создания военных и гражданских самолётов других фирм (в том числе Боинг 747, 757 и 767; Рокуэлл В-1В). См. таблицу к статье «Воут».

**Линдберг** (Lindbergh) Чарлз Огастес (1902—1974) — американский лётчик. В 1927 совершил первый беспосадочный *перелёт* в одиночку через Атлантический океан по маршруту Нью-Йорк — Париж на одномоторном самолёте фирмы «Райан» (рис. в табл. XIV). Покинув США, переселялся в Европу и жил в Германии, став на некоторое время приверженцем фашистской идеологии. В 1939 вернулся в США, поступил на военную службу. Во время Второй мировой войны работал с Г. Фордом над бомбардировщиком В-24. После войны консультант фирмы «Пан Американ», с 1954 бригадный генерал военно-воздушных сил США. В его честь в 1983 учреждён диплом Международной авиационной федерации (см. *Награды ФАИ*).

**Ч. О. Линдберг.**

**линеаризованная теория течений** (от латинского linearis — линейный) — теория течений жидкости или газа, которые слабо возмущены относительно некоторого основного течения и описываются упрощёнными линеаризованными уравнениями аэро- и гидродинамики. Линеаризация — один из наиболее распространённых подходов к решению задач механики жидкости и газа на основе эффективных и хорошо изученных методов решения линейных уравнений.

**Л. т.** течений, близких к равномерному поступательному потоку, является основой аэродинамического расчёта летательного аппарата и выбора оптимальных форм его элементов при дозвуковых и умеренных сверхзвуковых скоростях полёта. Решение линеаризованной задачи для *потенциала скорости* возмущенного движения позволяет найти распределение всех газодинамических переменных, а также достаточно простые выражения для *аэродинамических сил и моментов* при обтекании тонких профилей и тел вращения при небольших углах атаки (см. *Тонкого профиля теория, Тонкого тела теория*).

Увеличение толщины обтекаемого тела или угла атаки приводит к нарушению предположения о

малости возмущений, лежащего в основе **Л. т.** Это предположение не выполняется и в некоторой окрестности тупой передней кромки или носка тела, где течение должно исследоваться дополнительно. Предметом специального исследования являются и те области поля течения, где возмущения газодинамических переменных малы, но их производные не удовлетворяют условиям малости, что влечёт за собой появление нелинейных членов в уравнениях. Это, например, окрестность *Маха конуса* невозмущенного потока при обтекании тонкого тела вращения. Допущения **Л. т.** не выполняются также при трансзвуковом или гиперзвуковом обтекании тонких тел, вследствие чего уравнения возмущений теории оказываются здесь нелинейными (см. *Трансзвуковое течение, Гиперзвуковое течение*).

Построение **Л. т.** возможно не только для течений, близких к равномерному поступательному потоку, но и для более сложных течений. Например, в так называемом методе линеаризованных характеристик за основу берётся сверхзвуковое осесимметричное *коническое течение* с присоединённым к вершине конуса скачком уплотнения. В этом случае слабозвмущенное течение описывается линейными уравнениями с переменным коэффициентом, зависящими от параметров основного потока. То же имеет место в задаче обтекания конуса под малым углом атаки  $\{\alpha\}$ , когда возмущения первого порядка по  $\{\alpha\}$  определяются на основе **Л. т.** во всём поле течения за исключением тонкой области сильно завихрённого потока вблизи поверхности конуса (так называемого вихревого слоя). Дополнительное исследование показывает, что в вихревом слое решение является сингулярным, так как нормальные производные энтропии и некоторых другие функций стремятся к бесконечности при подходе к поверхности конуса.

*Лит.:* Кочин Н. Е., Кибель И. А., Розе Н. В., Теоретическая гидромеханика, 5 изд., ч. 1—2, М., 1955; Ван-Дайк М., Методы возмущений в механике жидкости, пер. с англ., М., 1967.

В. Я. Голубкин.

**линия рабочих режимов газотурбинного двигателя** — геометрическое место точек, характеризующих совместно работу компрессора (каскада компрессора в многовальном двигателе) и его турбины на характеристике компрессора (каскада компрессора) газотурбинного двигателя. Уравнение **Л. р. р.** на характеристике компрессора одновального турбореактивного двигателя может быть получено с помощью уравнения неразрывности, записанного для сечения перед компрессором и критического сечения первого соплового аппарата турбины, и условия равенства работ компрессора и турбины. При этом уравнение **Л. р. р.** имеет вид

$\{\{\text{формула}\}\}$

где  $\{\{\pi\}\}_k^*$ ,  $\{\{\eta\}\}_k^*$ ,  $\{\{\pi\}\}_t^*$ ,  $\{\{\eta\}\}_t^*$  — соответственно степень повышения давления и коэффициент полезного действия компрессора, степень понижения давления и коэффициент полезного действия турбины;  $\{\{\lambda\}\}_в$  — приведённая скорость в сечении перед компрессором;  $q(\{\{\lambda\}\}_в)$  — газодинамическая функция;  $k$  и  $k_T$  — показатели изэнтропического процесса для воздуха и газа. При критическом перепаде давлений в реактивном сопле ( $\{\{\lambda\}\}_с_{кр} = 1$ ) зависимость  $\{\{\pi\}\}_k^*$  от  $q(\{\{\lambda\}\}_в)$  однозначна. При докритическом перепаде давлений в реактивном сопле расположение **Л. р. р.** зависит от *Маха числа* полёта  $M\{\{\infty\}\}$  (рис. 1,  $\{\{n\}\}_{пр}$  — относительная приведённая частота вращения). В турбореактивном двухконтурном двигателе с однокаскадным компрессором внутреннего контура расположение **Л. р. р.** аналогично её расположению при одноконтурном турбореактивном двигателе (кривая 2 на рис. 2,  $\{\{G\}\}_{в.пр}$  — относительный приведённый расход воздуха через компрессор). В турбореактивном двухконтурном двигателе с двухкаскадным компрессором **Л. р. р.** на характеристике компрессора средний давления более пологая по сравнению с кривой для одноконтурного турбореактивного двигателя (кривая 1 на рис. 2), что вызвано влиянием компрессора высокого давления. Конкретный вид **Л. р. р.** газотурбинного двигателя определяется законом регулирования двигателя.

В. П. Деменчёнок.

Рис. 1. Характеристика компрессора одноконтурного турбореактивного двигателя и линии рабочих режимов.

Рис. 2. Характеристика компрессора двухконтурного турбореактивного двигателя и линии рабочих режимов.

**линия тока** — линия в *поле течения*, касательная к которой в каждой точке совпадает с направлением вектора скорости в этой точке в данный момент времени. В декартовой системе координат  $x, y, z$  уравнение для определения семейства **Л. т.** имеет вид

{{формула}}

где  $u, v, \{\omega\}$  — проекции вектора скорости соответственно на оси  $x, y, z$  а время  $t$  играет роль параметра. Через каждую точку пространства можно провести только одну **Л. т.** за исключением особых точек уравнения. Для *нестационарного течения* **Л. т.** имеют различную форму в разные моменты времени и не совпадают с траекториями частиц жидкости; в *стационарном течении* движение частиц жидкости происходит вдоль **Л. т.** В аэро- и гидродинамике **Л. т.** используются для наглядного представления картины течения жидкости или газа, при анализе поля течения, поскольку вдоль **Л. т.** могут выполняться некоторые инварианты (см., например, *Бернулли уравнение*)

**«Линюэфлог»** (Linyeflyg AB) — компания Швеции. Осуществляет перевозки на внутренних авиалиниях. Основана в 1957. В 1989 перевезла 4,7 миллионов пассажиров, *пассажирооборот* 3,01 миллиардов пассажиро-км. Авиационный парк — 21 самолет.

**Лисицын** Виктор Николаевич (1905—1978) — один из организаторов авиационной промышленности СССР, генерал-майор инженерной авиационной службы (1944), Герой Социалистического Труда (1945). Окончил Московский механический институт имени М. В. Ломоносова (1929). В 1940—1942 заместитель главного инженера, затем управляющий трестом «Оргавиапром». В 1942—1943 заместитель начальника 1-го Главного управления наркомата авиационной промышленности. С 1943 директор авиационного завода в Новосибирске. С 1946 на различных государственных должностях. В годы Великой Отечественной войны под руководством **Л.** освоено серийное производство истребителей Як-7 и Як-9, значительно увеличен выпуск боевых самолётов. Награждён 3 орденами Ленина, орденом Октябрьской Революции, 2 орденами Трудового Красного Знамени, медалями.

**В. Н. Лисицын.**

**Литвинов** Виктор Яковлевич (1910—1983) — советский авиаконструктор и организатор авиационной промышленности, дважды Герой Социалистического Труда (1945, 1960). Окончил Московский авиационный институт (1937). В 30-х гг. участвовал в организации серийного производства различных типов самолётов (среди них МиГ-1 и МиГ-3) в качестве заместителя главного инженера завода, разработал ряд оригинальных методов и организационных мероприятий, обеспечивающих ускоренный запуск машин в серию. После начала Великой Отечественной войны эвакуированный из Москвы в Куйбышев завод №1 возобновил серийный выпуск МиГ-3 на новом месте во многом благодаря усилиям **Л.** уже спустя несколько недель после перебазирования. С 1944 директор завода. Большую роль **Л.** сыграл в налаживании на том же заводе серийного выпуска штурмовиков Ил-2. В 1965—1973 **Л.** заместитель министра общего машиностроения, Государственная премия СССР (1948, 1950). Награждён 5 орденами Ленина, 2 орденами Трудового Красного Знамени, медалями.

**В. Я. Литвинов.**

**Лобанов** Николай Александрович (1909—1978) — советский конструктор, изобретатель и организатор производства парашютной техники, доктор технических наук (1968), мастер спорта СССР (1940). Окончил Московское высшее техническое училище (1937) и Артиллерийскую

академию имени Ф. Э. Дзержинского (1941). До 1942 работал в лёгкой промышленности, в 1942—1946 главный инженер комбината парашютно-десантного имущества и главный конструктор ОКБ, в 1946—1977 заместитель начальника, а затем начальник научно-исследовательского института. Руководитель многих разработок парашютно-десантных средств для авиационной и космической техники. Создал парашют с куполом квадратной формы. Преподавал в Военно-воздушной инженерной академии имени профессора Н. Е. Жуковского курс теории парашюта (1949—1955). Диплом имени П Тиссандье. Ленинская премия (1965), Государственная премия СССР (1941, 1952). Награждён 2 орденами Ленина, орденом Октябрьской Революции, орденами Отечественной войны 1-й степени, Трудового Красного Знамени, «Знак Почёта», медалями.

### Н. А. Лобанов.

**лобовая тяга** — отношение тяги двигателя к его лобовой площади, под которой понимается наибольшая площадь поперечного сечения двигателя (мидель) без агрегатов. В турбореактивном двигателе мидель, как правило, определяется по корпусу компрессора или турбины, в турбореактивном двигателе с форсажной камерой — по форсажной камере, в турбореактивном двухконтурном двигателе — по корпусу вентилятора, в турбореактивном двухконтурном двигателе с форсажной камерой — по корпусу вентилятора или форсажной камеры. **Л. т.** — важная характеристика двигателя, используемая для сопоставления эффективности применения различных силовых установок на самолёте. Этот параметр характеризует степень интенсивности рабочего процесса двигателя и уровень его конструктивного и газодинамического совершенства. Значение **Л. т.** сильно колеблется в зависимости от типа двигателя и режима работы и находится в диапазоне 40—130 кН/м на взлётном режиме.

**лобовое сопротивление** — то же, что *сопротивление аэродинамическое*.

**Логвинович** Георгий Владимирович (р. 1913) — советский учёный в области гидродинамики, академик АН УССР (1967). Окончил Московский государственный университет (1935). С 1945 работает в Центральном аэрогидродинамическом институте, в 1966—1971 одновременно директор Института гидромеханики АН УССР. В 1957—1961 преподавал в Московском энергетическом институте (с 1957 профессор), с 1975 — в Московском физико-техническом институте. Основные исследования в области гидродинамики тел, движущихся с большими скоростями; развил теорию глиссирования и погружения тел в жидкость, теорию подводных крыльев. Премия имени Н. Е. Жуковского (1965). Ленинская премия (1978). Награждён орденами Октябрьской Революции, Отечественной войны 2-й степени, 2 орденами Трудового Красного Знамени, орденами Красной Звезды, «Знак Почёта», медалями.

Соч.: Гидродинамика течений со свободными границами, Киев, 1969.

### Г. В. Логвинович.

**Логинов** Евгений Фёдорович (1907—1970) — советский военачальник, маршал авиации (1967). В Советской Армии с 1926. Окончил военно-теоретическую школу военно-воздушных сил (1926), военную авиационную школу лётчиков (1928), Высшую военную академию (1949; позже Военная академия Генштаба Вооруженных Сил СССР). Участник Великой Отечественной войны. В ходе войны был командиром авиадивизии, командиром авиакорпуса дальнего действия. После войны на ответственной работе в вооруженных силах, начальник факультета и заместитель начальника Военно-воздушной академии (1950—1954). Заместитель главкома военно-воздушных сил и генерал-инспектор Главной инспекции МО (1954—1959). Начальник Главного управления ГВФ (1959—1964), министр гражданской авиации СССР (1964—1970). Депутат Верховного Совета СССР с 1966. Награждён 4 орденами Ленина, 3 орденами Красного Знамени, орденами Суворова 2-й степени, Кутузова 1-й степени, Александра Невского, Красной Звезды, медалями.

### Е. Ф. Логинов.

**Лозино-Лозинский** Глеб Евгеньевич (р. 1909) — советский авиаконструктор, доктор технических

наук (1985), Герой Социалистического Труда (1975). Окончив Харьковский механико-машиностроительный институт (1932), работал там же (до 1940) над проектом паротурбинной установки для самолёта А. Н. Туполева. Разработал проекты различных вариантов реактивных газотурбинных двигателей. С 1941 в КБ А. И. Микояна. Работал над освоением силовых установок нового типа, в том числе комбинированных (поршневой двигатель + воздушно-реактивный двигатель), с турбореактивными двигателями, оснащёнными форсажными камерами, систем их регулирования, методов их расчёта. Внес большой вклад в развитие теории и практики создания высокоскоростных манёвренных самолётов. С 1976 генеральный директор *Научно-производственного объединения «Молния»*, главный конструктор. Руководитель разработки планёра орбитального корабля «Буран». Ленинская премия (1962), Государственная премия СССР (1950, 1952). Награждён 2 орденами Ленина, орденами Трудового Красного Знамени, Красной Звезды, медалями.

### Г. Е. Лозино-Лозинский.

**Лойцянский** Лев Герасимович (р. 1900) — советский учёный в области аэро- и гидродинамики, доктор физико-математических наук (1935), заслуженный деятель науки и техники РСФСР (1968). После окончания Крымского университета (1921) работал там же, затем в Ленинградском политехническом институте (с 1930 профессор, в 1934—1975 заведующий кафедрой гидроаэродинамики, затем профессор-консультант этой кафедры). Известен исследованиями в области динамики вязких жидкостей и газов (распространение закрученных и веерных струй), теории ламинарного пограничного слоя (приближенные методы расчёта — метод Л. — Дородницына, параметрический «универсальный» метод), теории турбулентных движений (инвариант Л., характеризующий затухание турбулентных возмущений на последней стадии их вырождения), гидро-и газодинамической теории подшипников и подвесов, применяющихся в навигационном приборостроении. Государственная премия СССР (1946). Награждён орденом Ленина, двумя орденами Трудового Красного Знамени, орденом Красной Звезды, медалями. Портрет смотри на стр. 315.

Соч.: Аэродинамика пограничного слоя, Л.— М., 1941; Ламинарный пограничный слой, М., 1962; Механика жидкости и газа, 6 изд., М., 1987.

### Л. Г. Лойцянский.

**Локтионов** Александр Дмитриевич (1893—1941) — советский военачальник, генерал-полковник (1940). Участник Первой мировой и Гражданской войн. В 1916 окончил Ораниенбаумскую школу прапорщиков. В Красной Армии с 1918. Окончил также Высшие академические курсы (1923) и Курсы усовершенствования высшего нач. состава (1928). В 1921—1933 командир стрелковой бригады, дивизии, корпуса. В 1933—1937 помощник командующего войсками Белорусского, позднее Харьковского военного округов по авиации. В 1937 командующий войсками Среднеазиатского военного округа. В 1937—1939 начальник военно-воздушных сил Рабоче-крестьянской Красной Армии, в 1939—1940 заместитель наркома обороны; в 1938 участвовал в организации беспосадочного перелёта самолета «Родина» (экипаж—В. С. Гризодубова, П. Д. Осипенко, М. М. Раскова). С 1940 командующий войсками Прибалтийского особого военного округа. Депутат Верховного Совета СССР с 1937. Награждён 2 орденами Красного Знамени и орденом Красной Звезды. Необоснованно репрессирован; реабилитирован посмертно.

### А. Д. Локтионов.

**«Локхид»** (Lockheed Corporation) — военно-промышленный концерн США с крупным авиаракетно-космическим сектором. Ведёт начало от основанной в 1912 братьями М. и А. Лоугхид (Longhead) фирмы «Алко хайдро-эроплан компани» (Alco Hydro-Aeroplane Company), где они построили в 1913 первый летательный аппарат — гидросамолёт G. В 1913 фирма прекратила существование. В 1916 братья создали фирму «Лоугхид эркрафт мэньюфакчуринг компани» (Loughead Aircraft Manufacturing Company), деятельность которой в 1921 была прекращена. В 1926

фирма восстановлена под названием «Локхид эркрафт» (Lockheed Aircraft Company). В 1921—1931 под названием «Локхид эркрафт корпорейшен» (Lockheed Aircraft Corporation) была отделением корпорации «Детройт эркрафт» (Detroit Aircraft Corporation), с 1932 — самостоятельная фирма. Современное название с 1977. В 1916—1921 строились самолёты-бипланы с двумя поршневыми двигателями и колёсным или поплавковым шасси. Во второй половине 20-х и начале 30-х гг. основная продукция — лёгкие скоростные монопланы «Вега» с одним поршневым двигателем, на которых было установлено большое число авиационных рекордов, включая кругосветные перелёты (рис. в табл. XIV), «Орион», «Альтаир» и «Сириус», в середине и конце 30-х гг. — транспортные самолёты «Электра» L.10 и L.12 с двумя поршневыми двигателями, «Супер Электра» L.14 (первый полёт в 1937), L.18 «Лоудстар» (1939). К известным самолетам Второй мировой войны относятся бомбардировщики «Хадсон» (1938, создан на основе L.14, выпущено более 3200), PV-1 «Вентура» (1941) и его вариант PV-2 «Гарпун» (1943), истребитель P-38 «Лайтнинг» (1939, выпущено 9924, см. рис. в таблице XX), военно-транспортный самолёт C-69 «Констеллейшен» (1943).

После войны выпускались реактивный истребитель P-80/F-80 «Шутинг стар» (1944, построено 1732) и его тренировочный вариант T-33 (1948, построено 5691 в США и 866 по лицензиям), реактивный всепогодный перехватчик F-94 «Старфайр» (1949), морской патрульный самолёт P-2 «Нептун» (1945, построен 1051), пассажирские самолёты «Констеллейшен» (1945), L-1049 «Супер констеллейшен» (1950) и «Старлайнер» (1956) с 4 поршневыми двигателями. В 1950-х гг. были созданы сверхзвуковой истребитель F-104 «Старфайтер» (1954, выпущено около 2800 в США и других странах, см. рис. в таблице XXXI), пассажирский самолёт L.188 «Электра» с четырьмя турбовинтовыми двигателями (1957) и на его основе — самолёт противолодочной обороны P-3 «Орион» (1958, построено около 650, см. рис. 1).

Концерн является разработчиком военно-транспортных самолётов: C-130 «Геркулес» (1954, к началу 90-х гг. выпущено около 2000 в 40 вариантах, см. рис. в табл. XXXI), C-141 «Старлифтер» (1963), C-5A «Галакси» (1968, построен 81, см. рис. в таблице XXXV) и его варианта C-5B (1985); стратегических высотных разведчиков: дозвукового U-2 (1955, см. рис. в таблице XXXII; в 1981 на его основе создан тактический вариант TR-1) и сверхзвуковой SR-71 (1964, построено 32, см. рис. в таблице XXXIV); палубных самолётов противолодочной обороны S-3A «Викинг» (1972, см. рис. 2). В начале 60-х гг. концерн начал работы по скоростным вертолётам, в частности был разработан опытный боевой винтокрыл AH-56A «Шайенн» с двумя турбовинтовыми двигателями и дополнительным толкающим воздушным винтом (1967). В числе экспериментальных летательных аппаратов — самолёт вертикального взлёта и посадки XFV-1 с турбовинтовым двигателем и вертикальным положением фюзеляжа при взлёте и посадке (1954) и реактивный XV-4A «Хаммингбёрд» (1962), а также сверхзвуковой истребитель YF-12 (1963). Важной была программа создания широкофюзеляжного пассажирского самолёта L-1011 «Тристар» (1970, внешний диаметр фюзеляжа 5,97 м, до прекращения производства в 1983 построено 250; см. рис. в таблице XXXV). В конце 70-х гг. концерн занялся разработкой малозаметных летательных аппаратов («стелс» техника, элементы которой использовались на самолётах SR-71). Был создан и поступил на вооружение дозвуковой ударный самолёт F-117 (1981, построено 59, см. рис. 3). «Л.» возглавлял группу фирм, создавших опытный истребитель YF-22 (1990, см. рис. 4), участвовал в проектировании экспериментального воздушно-космического самолёта X-30 (NASP). До 1990 построено более 35,1 тысяч самолётов различных типов. Основные данные некоторых самолётов концерна приведены в таблице 1 и 2.

В. В. Беляев, О. И. Губарев.

Рис. 1. Самолёт противолодочной обороны P-3 «Орион».

Рис. 2. Палубный самолёт противолодочный обороны S-3A «Викинг».

Рис. 3. Ударный малозаметный самолет F-117A.

Рис. 4. Опытный истребитель YF-22 (в 1991 выиграл конкурс у истребителя «Нортроп» YF-23).

Табл. 1 — Гражданские самолёты концерна «Локхид»

Основные данные	L-1049G	L.188	L-1011-500
Первый полёт, год	1954	1957	1978
Число и тип двигателей	4 ПД	4 ТВД	3 ТРДД
Мощность двигателя, кВт	2840	2800	-
Тяга двигателя, кН	-	-	222
Длина самолёта, м	34,65	31,9	50,05
Высота самолёта, м	7,6	10	16,86
Размах крыла, м	37,5	30,2	50,08
Площадь крыла, м <sup>2</sup>	154	121	329
Взлётная			
нормальная	-	49,9	-
максимальная	62,4	52,6	225
Масса пустого самолёта, т	32,5	25,4	109,3
Максимальная коммерческая нагрузка	9,85	12,1	41,8

Максимальная скорость полёта, км/ч	595	720	960
Максимальная дальность полёта, км (нагрузка, т)	9400(8)	4400	8480(41,8); 11760(21)
Экипаж, чел	5	5	3—5
Максимальное число пассажиров	94	98	330

Табл. 2 — Военные самолёты концерна «Локхид»

Основные данные	Истребители				Разведчики		
	P-38L	F-80C	F-104G	F-117	U-2A	SR-71A	TR-1
Первый полёт, год	1944	1947	1960	1981	1955	1964	1981
Число и тип двигателей	2ПД	1 ТРД	1 ТРДФ	2 ТРДД	1 ТРД	2 ТРДФ	1 ТРД
Мощность двигателя, кВт	1100	-	-	-	-	-	-
Тяга двигателя, кН	-	20,5	70,3	53,5	49,8	145	75,6
Длина самолёта, м	11,53	10,52	16,69	20,09	15,11	32,7	19,2
Высота	2,98	3,45	4,11	3,78	3,96	5,6	4,88

самолёта, м							
Размах крыла, м	15,85	12,17	6,68	13,21	24,38	16,94	31,39
Площадь крыла, м <sup>2</sup>	30,47	22,05	18,22	-	52,6	167,2	92,9
Взлётная масса, т:							
нормальная	-	-	-	-	7,19	-	-
максимальная	9,8	7,65	13	23,8	7,83	77,1	18,14
Масса пустого самолёта, т	6,2	3,74	6,5	9,07	-	27,2	5,44
Боевая (перевозимая) нагрузка, т	0,73	0,91	1,8	2,27	-	-	-
Максимальная скорость полёта, км/ч	665	956	2100	M = 1	850	3220	690
Максимальная дальность полёта, км (нагрузка, т)	4185	1950	2625	-	6440	4800	4830
Радиус действия, км	-	-	-	643	-	-	-
Потолок, м	13200	13040	14200	-	24385	24400	27730
Экипаж, чел.	1	1	1	1	1	2	1
Число десантников	-	-	-	-	-	-	-

Вооружение	1 пушка (20 мм), 4 пулемёта (12,7 мм), бомбы	6 пулемётов (12,7 мм), бомбы, НАР	1 пушка (20 мм), 2-4 УР, бомбы	Бомбы (в т. ч. управляемые и термоядерная), УР	-	-	-
------------	--	-----------------------------------	--------------------------------	--	---	---	---

Продолжение таблицы

Основные данные	Противолодочные		Военно-транспортные		
	P-3C	S-3A	C-130H	C-141B	C-5B
Первый полет, год	1966	1972	1964	1977	1985
Число и тип двигателей	4 ТВД	2 ТРДД	4 ТВД	4 ТРДД	4 ТРДД
Мощность двигателя, кВт	3660	-	3360	-	-
Тяга двигателя, кН	-	41,3	-	93,4	191
Длина самолета, м	35,61	16,25	29,79	51,3	75,74
Высота самолета, м	10,29	6,93	11,66	11,98	19,85

Размах крыла, м	30,37	20,9	40,42	48,74	67,88
Площадь крыла, м2	120,77	55,5	162,12	300	576
Взлётная масса, т;					
нормальная	60,66	19,1	-	-	-
максимальная	64,41	22,7	79,38	146,56	379,66
Масса пустого самолета, т	23,12	11,8	32,42	63,9	169,64
Боевая (перевозимая) нагрузка.	6,22	-	19,76	41,2	120,06
Максимальная скорость полёта, км/ч,'	760	740	550	825	920
Максимальная дальность полета, км (нагрузка, т)	-	5500	3890 {19,68}	4730	5460 (118,39)
Радиус действия, км	2495	-	-	-	-
Потолок, м	8525	10700	10700	13700	10900

Экипаж, чел.	10	4	4	4	5
Число десантников	-	-	92	154	270
Вооружение	4 торпеды, 10 глубоководных бомб (из них 2 ядерные)	4 торпеды, глубоководные бомбы	-	-	-

**Ломоносов** Михаил Васильевич (1711—1765) — первый русский учёный-естествоиспытатель мирового значения, человек энциклопедических знаний, разносторонних интересов и способностей, один из основоположников физической химии, поэт, художник, историк. В 1735 окончил Славяно-греко-латинскую академию в Москве. Учился в Академическом университете в Петербурге, затем в Германии. **Л.** — первый русский избранный (1745) на должность профессор (академик) химии. Среди многочисленных научных работ **Л.** в разных областях знания — «Размышления об упругой силе воздуха» (1745), содержащие подробно развитое учение о строении воздуха на основе кинетической теории газов. Занимаясь исследованием атмосферы Земли и силы тяжести, пришёл к идее использования летательных аппаратов тяжелее воздуха для доставки регистрирующих физических приборов в верхние слои атмосферы. С этой целью в 1754 построил и испытал первую действующую модель вертолёт — «аэродромическую машину» (рис. в табл. 1). Два воздушных винта модели приводились в движение часовой пружиной, помещённой в коробку. Предварительно уравновешенная модель поднималась вверх при заведённой пружине. В процессе работы над моделью, содержавшей прообразы основных элементов современного вертолёт (несущие винты, источник мощности для их привода, силовую передачу и корпус), **Л.** рассмотрел влияние относительного расположения несущих винтов на подъёмную силу, отметил необходимость повышения мощности пружинного механизма и уменьшения массы конструкции.

*Лит.:* Воздухоплавание и авиация в России до 1907, под ред. В. А. Попова, М., 1956.

**М. В. Ломоносов.**

**лонжерон** (французское *longeron*, от *longer* — идти вдоль) — основной продольный элемент *силового набора* летательного аппарата; служит для передачи изгибающих, растягивающих, сжимающих и других нагрузок. Различают **Л.** балочные, коробчатые, ферменные и ферменно-балочные.

**Балочный Л.** состоит из верхнего и нижнего поясов, связанных стенкой, подкреплённой стойками. Число стоек, как правило, кратно шагу *нервюр* или *шпангоутов*, крепящихся к ним. В лонжеронных конструкциях крыла и оперения балочные **Л.** устанавливаются с учётом использования максимальной строительной высоты профиля крыла и оперения. В кессонных

конструкциях крыльев балочные Л. выполняют роль замыкающей или разделяющей балки, несущей часть общей нагрузки, действующей на *кессон*. В фюзеляжных конструкциях балочные Л. служат для местного усиления вырезов в обшивке и являются разновидностью *бимса*. **Коробчатый Л.** — один из вариантов балочного и используется как основной элемент в конструкциях, нагруженных значительными крутящими моментами (например, в лопастях несущего винта вертолётa). **Ферменный Л.**, как правило, включает верхний и нижний пояса, соединённые стойками с раскосами (в современных конструкциях применяется редко). **Ферменно-балочный Л.** имеет в конструкции элементы как балочного, так и ферменного Л.

**лопасть винта** — основная рабочая часть воздушного винта, с помощью которой при вращении создаётся положительная или отрицательная тяга. **Л. в.** имеет профилированную часть, называемую пером, комель (цилиндрический участок комлевой части **Л. в.**) и прикомлеву часть — переход от пера к комлю. Основные геометрические характеристики **Л. в.** показаны на рис. 1, их зависимости от относительного радиуса  $f$  — на рис. 2. Выбор геометрических характеристик определяется назначением винта, условиями его работы, требованиями аэродинамики, прочности, крутильной и изгибной жёсткости, а в отдельных случаях и технологией изготовления. По форме в плане **Л. в.** может быть эллиптической, прямоугольной, трапециевидной, с прямой или изогнутой осью. В последнем случае **Л. в.** называется саблевидной, применяется для уменьшения волновых потерь при больших скоростях полёта и снижения уровня шума. По конструкции **Л. в.** бывают пустотелыми (лонжеронные и безлонжеронные) и сплошными, могут изготавливаться из дерева, дуралюмина, стали и *композиционных материалов*. Поверхности **Л. в.** защищаются от внешних воздействий различными покрытиями (оксидные и полимерные плёнки, лаки, краски). С целью предотвращения льдообразования передняя кромка **Л. в.** на 30—40% по длине и 15—20% по ширине защищается противообледенительными устройствами (см. *Противообледенительная система*).

См. также статью *Несущий винт*.

Ю. Л. Сухоросов.

Рис. 1. Схема лопасти винта и её основные геометрические характеристики:  $R$  — радиус;  $b$  — ширина;  $c$  — толщина;  $\{\{\varphi\}\}$  — угол установки;  $r$  — радиус сечения.

Рис. 2. Зависимости основных геометрических характеристик лопасти винта от относительного радиуса  $\{\{r\}\}$  сечения.

**лопаточные машины** — аэродинамические устройства, в которых происходит либо преобразование механической энергии на валу в механическую (главным образом потенциальную) энергию газа (*компрессор*), либо потенциальной энергии газа в механическую энергию на валу (*турбина*). В обоих типах **Л. м.** преобразование энергии связано с возникновением при обтекании лопаток аэродинамических сил, которые в компрессора направлены против вращения, а в турбине — по вращению ротора. По направлению движения рабочего тела относительно оси вращения **Л. м.** бывают осевые (компрессор, турбина), центробежные (компрессор, насос) и центростремительные (турбина). **Л. м.** могут быть одно- и многоступенчатыми. В авиационных двигателях используются одно-, двух- или трехвальные **Л. м.** в зависимости от числа механически не связанных роторов. Теория **Л. м.**, методы их расчёта и профилирования лопаток основаны на уравнениях механики сплошной среды, записанных для фиксированного объёма, содержащего один или несколько венцов.

В авиационных газотурбинных двигателях чаще всего применяют осевой многоступенчатый или осецентробежный компрессор и осевую газовую турбину. Компрессор вместе с вентилятором и турбина составляют турбокомпрессор, являющийся основной частью авиационного двигателя. Для авиационных **Л. м.** характерны большие степени сжатия в компрессоре и высокие температуры газа в турбине. Поэтому авиационные **Л. м.** отличаются от стационарных высокими аэродинамическими и механическими нагрузками и высокой частотой вращения, необходимостью

охлаждения турбин (обычно сжатым воздухом, отбираемым от компрессора).

*Лит.:* Нечаев Ю. Н., Федоров Р. М., Теория авиационных газотурбинных двигателей, ч. I, М., 1977; Холщевников К. В., Емин О. Н., Митрохин В. Т., Теория и расчет авиационных лопаточных машин, 2 изд., М., 1986.

*В. Т. Митрохин.*

**«Лот»** (LOT, Polskie Linie Lotnicze) — авиакомпания Польши. Осуществляет перевозки внутри страны, а также в страны Европы, Северной Америки, Северной Африки, Ближнего и Дальнего Востока. Основана в 1929. В 1989 перевезла 2,3 миллионов пассажиров, *пассажирооборот* 4,88 миллиардов пассажиро-км. Авиационный парк — 43 самолёта.

**Лотарев** Владимир Алексеевич (р. 1914) — советский конструктор авиационных двигателей, академик АН УССР (1985), Герой Социалистического Труда (1974), заслуженный деятель науки УССР (1984). Окончил Харьковский авиационный институт (1939). Работал на заводах конструктором, ведущим конструктором. С 1963 главный конструктор в ОКБ А. Г. Ивченко, в 1981—1989 генеральный конструктор. Под руководством Л. разработана концепция отечественных трёхвальных турбореактивных двигателей большой двухконтурности с высокими параметрами, большим ресурсом, высокими надёжностью и технологичностью и создан ряд газотурбинных двигателей, в том числе турбореактивный двухконтурный двигатель Д-36, Д-18Т, турбовальный двигатель Д-136. Депутат Верховного Совета СССР в 1984—1989. Ленинская премия (1960), Государственная премия СССР (1948, 1976). Награждён 3 орденами Ленина, орденами Октябрьской Революции, Трудового Красного Знамени, Красной Звезды, медалями. См. статью *АИ*.

**В. А. Лотарев.**

**«ЛТУ»** (LTU, Lufttransport Unternehmen GmbH & KG) — чартерная авиакомпания ФРГ. Осуществляет перевозки на внутренних авиалиниях, а также полёты в страны Северной и Южной Америки, Карибского бассейна, Африки и Дальнего Востока. Основана в 1955 под названием «Люфттранспорт унион», указанное название с 1956. В 1989 перевезла 4 миллиона пассажиров, *пассажирооборот* 11,25 миллиардов пассажиро-км. Авиационный парк — 19 самолётов.

**Луганский** Сергей Данилович (1918—1977) — советский лётчик, генерал-майор авиации (1957), дважды Герой Советского Союза (1943, 1944). В Советской Армии с 1936. Окончил Оренбургскую военную авиационную школу лётчиков (1938), Военно-воздушную академию (1949; ныне имени Ю. А. Гагарина). Участник советско-финляндской и Великой Отечественной войн. В ходе войны был командиром эскадрильи, командиром истребительного авиаполка. Совершил 390 боевых вылетов, сбил лично 37 (в том числе 2 тараном) и в составе группы 6 самолётов противника. После войны (до 1964) на командных должностях в военно-воздушных силах. Награждён орденом Ленина, 2 орденами Красного Знамени, орденом Александра Невского, 2 орденами Красной Звезды, медалями. Бронзовый бюст в Алма-Ате.

*Соч.:* Небо остается чистым, Алма-Ата, 1970; На глубоких виражах, 3 изд., Алма-Ата, 1974.

*Лит.:* Кузьмин Н. П., С. Луганский, Алма-Ата, 1966.

**С. Д. Луганский.**

**Лукин** Макар Михайлович (1905—1961) — один из организаторов авиационной промышленности СССР, генерал-майор инженерно-авиационной службы (1944), Герой Социалистического Труда (1945). Окончил Новочеркасский индустриальный институт (1935). В 1940—1946 директор авиамоторных заводов в Запорожье и Казани. С 1946 на различных государственных должностях. В годы Великой Отечественной войны под руководством Л. организовано поточно-серийное производство двигателей для самолётов По-2, Ил-2, ЛА-5, ЛА-7 и других, внедрены прогрессивные технологические процессы. Депутат Верховного Совета СССР в 1946—1950.

Награждён 5 орденами Ленина, орденом Трудового Красного Знамени, медалями.

Лит.: Шифрин Е., Взлет, Казань, 1982.

М. М. Лукин.

**Луис** Эдуард Эдуардович (1912—1980) — советский конструктор авиационных двигателей. Окончил Дальневосточный политехнический институт (1937). С 1940 работал над созданием первого отечественного турбореактивного двигателя ТР-1 и других двигателей ОКБ А. М. Люльки, с 1946 — его первый заместитель. В 1957—1976 главный конструктор. В 1957—1969 руководил ОКБ на серийном заводе №45 в Москве (впоследствии *Машиностроительное конструкторское бюро «Гранит»*). Государственная премия СССР (1951). Награждён орденами Ленина, Октябрьской Революции, 2 орденами Трудового Красного Знамени, орденом Красной Звезды, медалями.

Э. Э. Луис.

**Людвига труба** — ударная труба импульсного типа. Используется для проведения испытаний моделей летательных аппаратов при высоких *Рейнольдса числах* (до  $10^9$ ) в широком диапазоне скоростей (*Маха чисел*  $M = 0,2—10$ ). **Л. т.** состоит из форкамеры — длинного канала высокого давления (не обязательно прямого и постоянного поперечного сечения), сопла (обычно *Лавала сопла*), рабочей части с поддерживающими модель механизмами, диффузора и вакуумной ёмкости (см. рис.). Необходимым элементом трубы является быстродействующий клапан (или диафрагма), который устанавливается перед соплом или за рабочей частью. Если клапан установлен перед соплом, то в момент запуска рабочая часть и модель испытывают большие динамические нагрузки из-за прохождения волны сжатия; если же клапан — за рабочей частью, то она должна быть рассчитана на высокое давление.

**Л. т.** приводится в действие открытием быстродействующего клапана (разрывом диафрагмы). Картина течения в рабочей части сохраняется практически неизменной в течение промежутка времени, за который *волны разрежения*, распространяясь по форкамере, достигают торцевой стенки и, отразившись от неё, возвращаются к входу в сопло. Продолжительность  $\{\tau\}$  стационарного (рабочего) течения в основном определяется длиной канала и *скоростью звука*  $a$  в газе, которым заполнен канал:  $\{\tau\} = 2l/a$ . В существующих установках время стационарной работы исчисляется несколькими десятками долями секунды, Увеличение времени работы трубы путём увеличения длины канала ограничивается влиянием пограничного слоя. Чтобы обеспечить гиперзвуковую скорость потока в рабочей части, газ в канале **Л. т.** должен быть нагрет до температуры, гарантирующей отсутствие его конденсации в рабочей части.

Схему такой аэродинамической трубы предложил немецкий учёный Г. Людвиг в 1955. Установку отличают простота конструкции, относительно невысокая стоимость и экономичность в эксплуатации.

А. Л. Искра.

Схема трубы Людвига (внизу) и распространение в ней волн разрежения (вверху): 1 — форкамера, 2 — диафрагма; 3 — сопло; 4 — рабочая часть; 5 — вакуумная ёмкость; 6 — модель.

**люк** (от голландского *luik*) **летательного аппарата** — вырез в обшивке (оболочке) или в стенке конструкции летательного аппарата, служащий для входа или покидания летательного аппарата, а также обеспечивающий доступ для монтажа, обслуживания и загрузки. В условиях нормальной эксплуатации **Л.** закрыт створками, крышкой или дверью. **Л.** делятся на силовые и несиловые, герметичные и негерметичные. В силовых **Л.** двери (крышки, створки) связаны замками, упорами и болтами с окантовкой и способны передать нагрузку через каркас двери на края окантовки **Л.** В несиловых **Л.** двери нагрузки не передают. Однако в случае действия внутреннего избыточного давления каркас двери может передать распределённую нагрузку с обшивки **Л.** на края окантовки.

В зависимости от назначения различают Л. эксплуатационные, технологические и аварийные. К эксплуатационным Л. относятся входные, служебные, багажные, грузовые, бомболоки, Л. гидро-, радио- и фотоотсеков, Л., предназначенные для обслуживания и эксплуатации летательных аппаратов и другие. Технологические Л. выполняются, как правило, силовыми и необходимы на заключительном этапе сборки отсеков летательного аппарата. Через них осуществляются установка болтов, клёпка и герметизация замыкающих швов кессонов крыла, оперения и отсеков фюзеляжа. При необходимости эти Л. используются для ремонтных работ в эксплуатации. Введение технологических Л., как правило, увеличивает массу конструкции летательного аппарата, и поэтому их применяют только в исключительных случаях.

В зависимости от кинематической схемы открывания дверей (створок, крышек) различают Л., которые открываются наружу, и Л., которые открываются внутрь летательного аппарата. Л. может открываться вверх (рис. 1), вниз (рис. 2), в сторону (рис. 3). Л. открываются вручную либо с помощью электрического, гидравлического или другого привода.

Створки (крышки, двери) Л. герметизируются резиновым уплотнителем от проникновения воды снаружи и утечек воздуха изнутри кабины летательного аппарата. В кабинах высотных летательных аппаратов герметизация должна обеспечивать минимальные потери внутреннего избыточного давления. В этом случае наиболее надёжны и безопасны двери пробкового типа, обеспечивающие герметизацию Л. путём прижима дверей избыточным давлением изнутри летательного аппарата. Выполнение требований по обеспечению безопасности конструкции дверей гермокабин и требований о быстрой эвакуации пассажиров в аварийной ситуации вынуждает применять сложные варианты кинематики открывания аварийных дверей. Наиболее распространены двери пробкового типа с верхними и нижними створками (рис. 4), которые кинематически связаны с заиками и при повороте рукоятки двери поворачиваются приблизительно на  $90^{\circ}$ , уменьшая габариты двери и возможность её заклинивания в проёме. После этого дверь свободно открывается наружу в сторону.

*В. К. Рахилин.*

Рис. 1. Открывающийся вверх носовой люк самолета Ан-124.

Рис. 2. Кормовой люк с открывающимися вниз створкам» самолёта Ил-76Т.

Рис. 3. Люк, открывающийся наружу.

Рис. 4. Дверь пробкового типа: 1 — нижняя створка; 2 — верхняя створка; 3, 5 — замки; 4 — рукоятка.

**Люлька** Архип Михайлович (1908—1984) — советский конструктор авиационных двигателей, один из основоположников теории воздушно-реактивных двигателей, академик АН СССР (1968; член-корреспондент 1960), Герой Социалистического Труда (1957). Окончил Киевский политехнический институт (1931). В 1933—1939 преподавал в Харьковском авиационном институте и работал над проектом турбореактивного двигателя с центробежным компрессором. В 1939—1941 разработал конструктивную схему турбореактивного двухконтурного двигателя, явившуюся прототипом ныне существующих схем, проект опытного образца турбореактивного двигателя с осевым компрессором. В 1941—1942 работал на танковом заводе в Челябинске, а с 1943 продолжил работы по созданию первого отечественного турбореактивного двигателя. С 1946 главный конструктор опытного завода. Под руководством Л. создан первый отечественный турбореактивный двигатель, прошедший в феврале 1947 государственные испытания. В последующие годы под руководством Л. был создан ряд турбореактивных двигателей, применявшихся на самолётах П. О. Сухова, С. В. Ильюшина, Г. М. Бериева, А. Н. Туполева. В 1950—1960 преподавал в Московском авиационном институте (с 1954 профессор). С 1957 — генеральный конструктор. В 1967—1984 председатель Комиссии АН СССР по газовым турбинам. Ленинская премия (1976), Государственная премия СССР (1948, 1951). Награждён 3 орденами

Ленина, орденом Октябрьской Революции, 2 орденами Трудового Красного Знамени, медалями. Именем Л. названо *Научно-производственное объединение «Сатурн»* в Москве. См. статью *АЛ*.

*Лит.*: Кузьмина Л. М., Огненное сердце, 2 изд., М., 1988.

**А. М. Люлька.**

**«Люфтганза»** (Deutsche Lufthansa AG) — авиакомпания ФРГ, одна из крупнейших в мире. Осуществляет перевозки внутри страны и в страны Европы, Америки, Африки, Азии, а также в Австралию. Основана в 1926, современное название с 1954. В 1989 перевезла 20,4 миллиона пассажиров, *пассажирооборот* 36,17 миллиардов пассажиро-км. Авиационный парк — 161 самолёт.

**Ляпидевский** Анатолий Васильевич (1908—1983) — советский лётчик, генерал-майор авиации (1946), Герой Советского Союза (1934, удостоверение №1). Окончил Севастопольскую школу морской лётчиков (1928), Военно-воздушную академию Рабоче-крестьянской Красной Армии имени профессора Н. Е. Жуковского (1939, ныне Военно-воздушная инженерная академия имени профессора Н. Е. Жуковского). В 1926—1933 в Красной Армии, был лётчиком и лётчиком-инструктором. С 1933 работал пилотом Дальневосточного управления ГВФ. В 1934 участвовал в спасении экспедиции парохода «Челюскин». В 1935 снова призван в армию. В 1939—1942 заместитель начальника Главной инспекции и директор авиационного завода, в 1942—1943 заместитель командующего военно-воздушных сил армии, начальник полевого ремонта воздушной армии, с 1943 директор завода. После Великой Отечественной войны работал главным контролёром Госконтроля СССР, заместитель министра авиационной промышленности, директором завода. С 1961 в запасе. Член Центрального Исполнительного Комитета СССР. Депутат Верховного Совета СССР в 1937—1946. Награждён 3 орденами Ленина, орденами Октябрьской Революции, Красного Знамени, Отечественной войны 1-й и 2-й степени, Трудового Красного Знамени, 2 орденами Красной Звезды, орденом «Знак Почёта», медалями. *Портрет смотри на стр. 319.*

*Лит.*: Водопьянов М. В., Повесть о первых героях, 2 изд., М., 1980.

**А. В. Ляпидевский.**

**М** — 1) марка (или первая буква в марке) самолётов «морского» назначения (гидросамолёты и самолёты-амфибии). Например, М-5, М-9, М-24 *Д. П. Григоровича*; М-10, М-12, МБР-2 (морской ближний разведчик) *Г. М. Бериева*; МТБ-2 (АНТ-44) — морской тяжёлый бомбардировщик *А. Н. Туполева*; МДР-6 (Че-2) — морской дальний разведчик *И. В. Четверикова* и другие.

2) Распространённое в СССР обозначение авиационного поршневого двигателя. Начиная с 1918 присваивалось поршневым двигателям, строившимся по иностранным образцам (в том числе М-1, М-2, М-4, М-5, М-6, М-17, М-22), модернизированным вариантам зарубежных моделей и оригинальным отечественным конструкциям. Развитие поршневых двигателей серии «**М**» связано с именами *А. Д. Швецова* (М-11, М-25, М-62, М-63, М-71, М-81, М-82 и другие), *А. А. Бессонова* (М-15, М-26), *А. А. Микулича* (М-34), *В. Я. Климова* (М-110, М-103, М-105, М-120ТК), *А. С. Назарова* (М-85, М-86, М-87), *С. К. Туланского* (М-88), *Е. В. Урмина* (М-88Б, М-89, М-90) и других советских конструкторов. Переход к системе обозначения авиационных двигателей начальными буквами имени и фамилии конструктора относится к 1936, когда после успешного перелета экипажа В. П. Чкалова на самолёте АНТ-25 по маршруту Москва — о. Удд приказом наркома тяжёлой промышленности Г. К. Орджоникидзе установленный на этом самолёте двигатель М-34 был переименован в ЛМ-34, Позднее подобные обозначения получили и поршневые двигатели других конструкторов (см. АШ, ВД, ВК, АИ), Обозначение «**М**» имеют поршневые двигатели, разрабатываемые *Опытно-конструкторским бюро моторостроения.*

**М** — марка самолётов, созданных под руководством *В. М. Мясищева*, возглавлявшего в течение своей творческой деятельности ряд конструкторских коллективов.

В 1934—1938 он руководил бригадой экспериментальных самолётов (КБ-6) в конструкторском отделе сектора опытного строительства Центрального аэрогидродинамического института, созданной по инициативе *А. Н. Туполева*. Первым самолётом, разработанным коллективом КБ-6, был торпедоносец-бомбардировщик АНТ-41 (Т-1) с двумя поршневыми двигателями ЛМ-34 (см. статью *Ту*). В середине 30-х гг. в целях внедрения передового опыта зарубежного самолётостроения в отечественное производство был приобретён ряд самолётов для лицензионной постройки. Среди них самолёт для гражданской авиации Дуглас DC-3 (США). Коллектив К-6 произвёл переработку конструкции этого самолёта применительно к отечественным нормам прочности, технологии и материалам, а также осуществил перевод размеров на метрическую систему. Впервые в СССР при его изготовлении применён плазово-шаблонный метод производства для крупной серии (было построено более 2000). Первоначально самолёт назывался ПС-84, затем Ли-2.

В конце 1939 Мясищев, который находился в заключении и работал в ЦКБ-29 НКВД, предложил проект дальнего бомбардировщика «102» с герметичными кабинами, для его разработки в ЦКБ было создано КБ, которое Мясищев возглавлял в 1939—1943. Самолёт (рис. 1), получивший название ДВБ-102 (дальний высотный бомбардировщик, был построен с двумя поршневыми двигателями М-120 ТК. В акте о государственных испытаниях в 1942 отмечалось, что ДВБ-102 явился первым отечественным бомбардировщиком с герметичными кабинами, обеспечивающими нормальные физиологические условия работы экипажа. Впервые в советском авиастроении в конструкции бомбардировщика были применены шасси с носовым колесом, стрелково-пушечное вооружение с дистанционным управлением, тонкое крыло с относительной толщиной от 10 до 16% и встроенными баками-кессонами, Створки бомбового люка длиной 5,7 м открывались внутрь. Максимальная бомбовая нагрузка составляла 3 т. В 1943 на ДВБ-102 были установлены двигатели АШ-71. Летные испытания самолёта проводились до 1946.

Мясищев был назначен главным конструктором и руководителем опытно-конструкторского отдела завода №22 в Казани, выпускавшего пикирующий бомбардировщик Пе-2, и одновременно главным конструктором московского завода №482, где должна была проводиться доводка ДВБ-102. К этому времени скорость Пе-2, одного из основных бомбардировщиков периода Великой Отечественной войны, при переходе на массовое производство резко снизилась. Работы по улучшению местной аэродинамики Пе-2 были проведены под руководством *М.* (совместно с ЦАГИ). На самолёте были также установлены более мощные двигатели, модифицирована турельная пулемётная установка, для снижения пожароопасности применена система нейтрального газа, упрощена технология изготовления. Скорость полёта увеличилась с 480 до 540 км/ч. Самолёту присвоено обозначение Пе-2Б.

В начале 1944 разработан дневной пикирующий бомбардировщик Пе-2И со скоростью полёта, превышающей скорость немецких истребителей, способный нести в фюзеляже бомбу массой 1 т для разрушения мощных оборонительных укреплений. Применение двигателей ВК-107А, уменьшение экипажа по сравнению с Пе-2 с 3 до 2 человек (благодаря электродистанционному управлению стрелковой установкой), улучшение аэродинамики — всё это позволило достичь скорости 656 км/ч на высоте 5650 м. Пе-2И стал базовым для создания ряда опытных самолётов-бомбардировщиков Пе-2М, ДБ-108, дальнего истребителя сопровождения ДИС. В начале 1946 опытное конструкторское бюро Мясищева на заводе №482 было расформировано, была прекращена и его конструкторская деятельность в Казани.

В 1951 Мясищев возглавил *Опытно-конструкторское бюро №23*, образованное для разработки стратегического реактивного бомбардировщика. Опыт проектирования и постройки таких самолётов практически отсутствовал. Необходимо было создать самолёт со скоростью, высотой и дальностью полёта значительно большими, чем у существовавших тяжёлых самолётов того времени. Впервые в отечественном самолётостроении при создании самолётов подобного класса были предложены и внедрены аэродинамически чистое тонкое стреловидное крыло без надстроек, размещение двигателей в наплывах корневой части крыла, шасси велосипедной схемы. Для

сокращения разбега применялось «вздыбливание» передней пары колёс тележки передней стойки шасси, что увеличивало угол атаки перед отрывом. В системах управления элеронами и рулями применены бустеры (из-за роста шарнирных моментов на органах управления). В целях снижения массы конструкции широко использованы большегабаритные поковки, магниевое литьё. Самолёт (рис. 2 и рис. в табл. XXV), оснащённый четырьмя турбореактивными двигателями ЛМ-3 и получивший обозначение М-4, был спроектирован и построен всего через один год и 10 месяцев после организации опытного конструкторского бюро. На М-4 отработана система дозаправки самолётов в воздухе «штанга — конус», разработанная совместно с опытным конструкторским бюро С. М. Алексеева. Позже на базе М-4 создан самолёт-заправщик.

Дальнейшим развитием М-4 стал самолёт ЗМ (рис. 3) — реактивный стратегический бомбардировщик с четырьмя турбореактивными двигателями 5Д-7Б. Самолёт имел ту же схему, что и М-4, но была улучшена аэродинамика, изменена компоновка, кабина экипажа стала меньше (численность экипажа уменьшилась на одного человек). На самолётах М-4 и ЗМ установлено 19 мировых рекордов.

В 1959 совершил первый полёт самолёт М-50 (рис. 5 и рис. в таблице XXVII) — сверхзвуковой стратегический ракетоносец с четырьмя турбореактивными двигателями. Трудности проектирования, вызванные отсутствием опыта разработки подобных самолётов: компоновка бомбового отсека к велосипедного шасси в длинном тонком фюзеляже и топливных баков в тонком (с относительной толщиной 3%) треугольном крыле малого удлинения. Наряду с разработкой новых методов проектирования было реализовано много оригинальных конструктивных решений. Сконструирован автомат центровки, перекачивающий топливо из передних баков фюзеляжа в задние при переходе на сверхзвуковую скорость полёта. При этом обеспечены устойчивость и управляемость самолёта в аварийных ситуациях (при нарушении работы системы перекачки или резком снижении скорости). Разработана очень «плотная» компоновка — в самолёте удалось разместить большое количество топлива. На самолёте предусмотрена полностью автоматизированная электродистанционная система управления. В конструкции планёра впервые широко применены большегабаритные монолитные прессованные панели, что обеспечило необходимое качество аэродинамических поверхностей и снижение массы благодаря уменьшению протяжённости стыков. Из-за сложности конструктивной схемы впервые применены металлические конструктивно-подобные модели для испытаний в аэродинамических трубах и летных испытаний.

В 1960 ОКБ-23 было переведено на ракетно-космическую тематику, и работы Мясничева в самолётостроении вновь были прерваны. В 1967 он возвращается к конструкторской деятельности в качестве генерального конструктора *Экспериментального машиностроительного завода (ЭМЗ)*, которому в 1981 присвоено его имя. Под руководством Мясничева на ЭМЗ проводились экспериментальные работы по увеличению дальности полёта самолётов за счёт ламинаризации обтекания, по использованию композиционных материалов и другие, а также выполнялись разработки самолётов. В 1981 совершил первый полёт специализированный самолёт-носитель, созданный на базе бомбардировщика ЗМ. Этот самолёт, получивший впоследствии обозначение ВМ-Т «Атлант» (рис. 4), предназначался для транспортировки с заводов-изготовителей на космодром Байконур элементов конструкции ракеты-носителя «Энергия» массой до 40 т и диаметром 8 м (рис. 8) и космического корабля многоразового использования «Буран». Перевозка грузов осуществляется на «спине» самолёта «Атлант», причём размеры грузов в два с лишним раза превосходят диаметр фюзеляжа самолёта-носителя. «Атлант» по существу представляет собой новый самолёт: полностью изменены конструкция фюзеляжа, система управления, усилено крыло, установлены более мощные двигатели, без доработки остался только каркас кабины экипажа. Для повышения устойчивости и предотвращения бафтинга вместо однокилевого вертикального оперения применено разнесённое двухкилевое с большими киями-шайбами. В процессе проектирования самолёта ВМ-Т «Атлант» впервые в мировом и отечественном авиастроении решены проблемы создания компоновки, обеспечивающей эксплуатацию в пяти разных конфигурациях (с четырьмя различными видами грузов и без груза).

В 1982 совершил первый полёт созданный на ЭМЗ дозвуковой высотный самолёт М-17 «Стратосфера» (рис. 6 и 9), разработка которого была начата под руководством Мясищева. В 1990 на этом самолёте установлено более 20 мировых рекордов высоты и скорости полёта и скороподъёмности. Самолёты ЭМЗ стали обозначать эмблемой:

Развитием М-17 стал самолёт «Геофизика» (рис. 7) — один из немногих в мире, позволяющий проводить научные исследования в атмосфере и стратосфере на высоте до 20 км. Большая высота и продолжительность полета создают исключительные возможности для выполнения задач, требующих наблюдения за обширными участками земной поверхности. Самолет может быть использован для картографирования, исследования природных ресурсов, оценки урожая и использования земель, обнаружения очагов лесных пожаров, наблюдений за районами стихийных бедствий, поиска пропавших и терпящих бедствие самолётов и судов, астрономических и астрофизических исследований и др.

*Лит.:* Центральный аэрогидродинамический институт — основные этапы научной деятельности, 1918—1968 гг., М., 1976; Яковлев А. С., Советские самолеты, 4 изд., М., 1982.

*В. Н. Гончаров*

*Таблица*

Рис. 1. ДВБ-102.

Рис. 2. М-4.

Рис. 3. ЗМ.

Рис. 4. {{BM}}

Рис. 5. М-50.

Рис. 6. М-17 «Стратосфера».

Рис. 7. Самолет «Геофизика».

Рис. 8. Транспортировка самолетом ВМ-Т контейнера с элементами конструкции ракеты-носителя «Энергия».

Рис. 9. Самолет М-17 «Стратосфера».

**Эмблема самолетов Экспериментального машиностроительного завода имени В. М. Мясищева.**

**магистральный самолет** — пассажирский, грузопассажирский, грузовой самолет основных (магистральных) *авиалиний*. Различают ближние, средние и дальние **М. с.** с дальностью полёта соответственно 1000—2500 км, 2500—6000 км, свыше 6000 км (до 11000 км и более). **М. с.** отличаются от самолётов *местных воздушных линий* увеличенной дальностью полёта, значительно большим числом пассажирских мест (большей грузоподъёмностью).

**магниевые сплавы.** Первые **М. с.** на базе систем магний — алюминий — цинк и магний — марганец, содержащие до 10% алюминия, до 3% цинка и до 2,5% марганца, появились в начале XX в. (под названием «электрон», теперь мало употребляемым). Значение конструкционных промышленных материалов **М. с.** приобрели в конце 20-х — начале 30-х гг. В промышленных **М. с.** содержатся добавки алюминия, цинка, марганца, циркония, тория, лития, некоторых редкоземельных металлов, серебра, кадмия, бериллия и др. Общее количество добавок в наиболее легированных **М. с.** достигает 10—14%. **М. с.** подразделяют на литейные (для производства фасонных отливок) и деформируемые (для производства полуфабрикатов прессованием, прокаткой, ковкой и штамповкой).

**М. с.** — наиболее лёгкие из конструкционных сплавов, Плотность их колеблется от 1400 до

2000 кг/м<sup>3</sup> (то есть примерно в 4 раза меньше плотности стали и в 1,5 меньше плотности алюминиевых сплавов). **М. с.** обладают высокими жёсткостью (наибольшая у сплавов магний — литий), теплоёмкостью, демпфирующей способностью.

Максимальный уровень механических свойств достигнут у **М. с.**, легированных иттрием (прочность до 450 МПа). Сплавы этой системы, как и сплавы, легированные неодимом и литием, работают длительно до 300{{°}}С и кратковременно до 400{{°}}С. Модуль упругости **М. с.** колеблется в пределах 41—45 ГПа, модуль сдвига равен 16—16,5 ГПа. При криогенных температурах модуль упругости, пределы прочности и текучести **М. с.** увеличиваются, а удлинение и ударная вязкость падают, но не в такой степени, как это наблюдается у сталей.

При получении **М. с.** из-за высокого сродства магния с кислородом поверхность расплава защищают флюсами или специальными газовыми средами. Чтобы избежать горения металла, при непрерывном литье **М. с.** применяются газовые среды, а при фасонном литье в состав формовочных смесей вводят защитные присадки, кокили красят красками, содержащими борную кислоту. Отливки получают всеми известными способами. **М. с.** деформируются только после нагрева (исключение составляют сплавы магний — литий с содержанием лития больше 11%). Детали, узлы различных конструкций из деформируемых **М. с.** изготавливают механической обработкой, сваркой, клёпкой, объёмной и листовой штамповкой. При конструировании деталей из **М. с.** избегают острых надрезов и резких переходов сечений. Сварке не подвергаются только сплавы с высоким содержанием цинка.

Из-за высокого электроотрицательного потенциала и недостаточных защитных свойств оксидной плёнки **М. с.** требуют специальных мер для защиты от коррозии. **М. с.** повышенной чистоты пригодны для эксплуатации в морском воздухе. Некоторые **М. с.** склонны к коррозии под напряжением. Консервация деталей и полуфабрикатов осуществляется с помощью хроматных плёнок, жидких нейтральных обезвоженных масел, специальных смазок. **М. с.** пригодны для работы при криогенных, нормальных и повышенных температурах.

В авиационной технике **М. с.** служат материалом для деталей колёс, систем управления и крыла, корпуса летательного аппарата и двигателей. В 1934 в СССР был построен экспериментальный самолёт из **М. с.**, который в течение четырёх лет выполнил более 600 испытательных полётов.

*Лит.:* Магниеые сплавы. Справочник, под ред. М. Б. Альтмана [и др.], т. 1—2, М., 1978.

*Б. И. Бондарев, М. Б. Альтман, М. Е. Драц.*

**магнуса эффект** (по имени немецкого учёного Г. Г. Магнуса, G. G. Magnus) — возникновение поперечной силы при обтекании вращающегося тела однородным потоком жидкости или газа. Эта сила направлена к той стороне вращающегося тела, на которой направления вращения и скорости набегающего потока совпадают. Впервые явление было объяснено в 1852 Магнусом, исследовавшим причины отклонения шаровых артиллерийских снарядов от расчётной траектории и показавшим, что оно обусловлена вращением такого снаряда, которое он получает вследствие случайных причин.

Качественно **М. э.** можно объяснить на примере вращающегося кругового цилиндра, обтекаемого потоком несжимаемой жидкости, имеющим скорость  $V_{\infty}$  на бесконечности (см. рис.). Эта задача эквивалентна обтеканию цилиндра потоком при наличии *циркуляции скорости*  $\Gamma$ , значение которой пропорционально угловой скорости вращения цилиндра и, а её возникновение обусловлено силами вязкости. В этом случае, согласно *Жуковского теореме*, на цилиндр действует сила  $F$ , перпендикулярная направлению набегающего потока и равная  $\{\rho\}V_{\infty}\Gamma$  на единицу длины цилиндра ( $\{\rho\}$  — плотность жидкости). В реальных условиях картина течения вокруг вращающегося тела сложнее и сопровождается отрывом потока, который вызван вязкими силами и зависит от *Рейнольдса числа*. Всё это затрудняет установление связи между  $\Gamma$  и  $\{\omega\}$  и получение достоверных количественных результатов. Структура течения ещё более усложняется при

движении пространственного вращающегося тела.

Немецкий инженер А. Флетнер в 1922—1926 пытался использовать **М. э.** для приведения в движение корабля энергией ветра — на корабле вместо парусов были установлены быстро вращающиеся цилиндры-роторы, Испытания показали техническую пригодность корабля, но он оказался менее экономичным, чем обычные винтовые суда.

**М. э.** широко используется в спортивных играх — «кручёные» мячи в теннисе, «сухой лист» в футболе и т. д.

*В. А. Башкин.*

### Магнуса эффект.

**Мазуренко** Алексей Ефимович (р. 1917) — советский лётчик, генерал-майор авиации (1962), дважды Герой Советского Союза (1942, 1944). В Советской Армии с 1938. Окончил Ейское военно-морское авиационное училище (1940), курсы усовершенствования комсостава ВВС ВМФ (1943), Военно-морскую академию (1952). Участник Великой Отечественной войны. В ходе войны был лётчиком-истребителем, командиром авиазвена на Балтийском флоте, лётчиком-инструктором штурмовой авиации на Северном и Черноморском флотах, командиром штурмового авиаполка на Балтийском флоте. Совершил около 300 боевых вылетов, лично потопил 8 и в составе группы 22 корабля противника. После войны командир авиаполка, командир дивизии, работал в центральном аппарате и вузах ВМФ. Награждён орденом Ленина, 3 орденами Красного Знамени, орденом Ушакова 2-й степени, 2 орденами Отечественной войны 1-й степени, орденом Красной Звезды, медалями. Бронзовый бюст в поселке Устиновка Кировоградской области.

*Лит.: Буров А. В., Твои герои, Ленинград, [2 изд.], Л., 1970.*

### А. Е. Мазуренко.

**Мазурук** Илья Павлович (р. 1906) — советский полярный лётчик, генерал-майор авиации (1946), Герой Советского Союза (1937). В Советской Армии с 1927. Окончил Военно-теоретическую школу ВВС в Ленинграде (1928), Борисоглебскую военную школу лётчиков (1929), курсы усовершенствования начальствующего состава ВВС при Военно-воздушной академии РККА имени профессора И. Е. Жуковского (1939; ныне Военно-воздушная инженерная академия имени профессора Н. Е. Жуковского). Работал командиром авиаотряда на Сахалине. С 1936 в полярной авиации (с 1938 начальник управления полярной авиации Главсевморпути). Участвовал в высадке научной экспедиции И. Д. Папанина на Северный полюс (1937). Участник советско-финляндской и Великой Отечественной войн. В ходе войны был командиром авиагруппы ВВС Северного флота, начальником Красноярской авиатрассы ВВС и командиром 1-й перегонной авиадивизии (руководил перегонкой самолётов по лендлизу из США в СССР). В 1945—1947 начальник управления и заместитель начальника Главсевморпути. В 1947—1953 заместитель начальника НИИ ГВФ. Участник многих экспедиций на Северный полюс и полётов в Антарктиде. Депутат ВС СССР в 1937—1950. Награждён 2 орденами Ленина, 3 орденами Красного Знамени, 3 орденами Отечественной войны 1-й степени, 2 орденами Трудового Красного Знамени, 3 орденами Красной Звезды, медалями.

*Соч.: Над Арктикой и Антарктикой. Полярная авиация СССР. М., 1991 (совместно с А. А. Лебедевым).*

### И. П. Мазурук.

**Макаревский** Александр Иванович (1904—1979) — советский учёный в области прочности и аэроупругости летательных аппаратов, академик АН СССР (1968; член-корреспондент 1953), заслуженный деятель науки и техники РСФСР (1964), Герой Социалистического Труда (1957). Окончил МВТУ (1929), в 1927—1979 работал в Центральном аэрогидродинамическом институте (в 1950—1960 — начальник института), с 1952 одновременно профессор Московского физико-

технологического института. Труды **М.** по внешним нагрузкам на самолёт послужили основой для создания отечественных норм прочности самолётов и других летательных аппаратов. Внёс большой практический вклад в создание многих образцов авиационной техники. Премия имени И. Е. Жуковского (1971). Ленинская премия (1957), Государственная премия СССР (1943). Награждён 3 орденами Ленина, орденом Октябрьской Революции, 3 орденами Трудового Красного Знамени, медалями.

**Соч.:** О нагрузках крыла и оперения истребителя в полете, «Тр. ЦАГИ», 1940, №41; Прочность самолета при больших скоростях, М., 1944; Теоретические и экспериментальные основы норм прочности самолетов, М., 1969.

#### А. И. Макаревский.

**Макдоннелл** (McDonnell) Джеймс Смит (1899—1980) — американский авиаконструктор. Окончил Принстонский университет (1921), Массачусетский технологический институт (1923), школу лётчиков транспортной авиации (1924). Работал на многих фирмах, в том числе с 1927 на фирме «Стаут метал эрплайн» (Stout Metal Airplane), где принимал участие в создании пассажирского самолёта «Эр Пулман», переделанного впоследствии в популярный в СТА пассажирский самолёт Форд «Тримотор». В 1928 основал фирму «Макдоннелл энд ассошиейтс» (McDonnell and Associates), где разработал и построил лёгкий двухместный самолёт «Дуддлбаг», в 1931—1932 работал на фирме «Грейт лейкс эркрафт» (Great Lakes Aircraft) лётчиком-испытателем гидросамолётов, с 1933 — на фирме «Гленн Мартин» (Glenn Martin), где участвовал в разработке сухопутных самолётов. В 1939 основал фирму «Макдоннелл», специализировавшуюся в области истребителей, и стал её президентом. В 50-х гг. начал заниматься ракетной и космической техникой, руководил разработкой пилотируемых космических кораблей «Меркурий» и «Джемини». С 1962 **М.** — председатель и главный исполнительный директор основанной им фирмы, с 1967 — председатель фирмы «Макдоннелл-Дуглас».

#### Дж. С. Макдоннелл.

**«Макдоннелл»** (McDonnell Aircraft Corporation) — самолетостроительная фирма США с ракетно-космическим сектором. Основана в 1939 *Дж. С. Макдоннеллом*, вместе с фирмой «Дуглас» вошла в состав образованной в 1967 фирмы «Макдоннелл-Дуглас». Во время Второй мировой войны участвовала в основном в авиационных программах других фирм. После войны разработала и выпускала серийно палубные реактивные истребители FН-1 «Фантом» (первый полёт в 1945), F2Н «Банши» (1947), F3Н «Демон» (1951). В 1946 был создан экспериментальный реактивный перехватчик XF-85 «Гоблин», сбрасываемый с самолёта-носителя и возвращаемый на его борт в полёте, в 1954 — экспериментальный вертолёт XV-1 с поршневым двигателем, несущим винтом с реактивным компрессорным приводом и толкающим воздушным винтом. В 1948 фирма построила для ВВС США свой первый сверхзвуковой экспериментальный истребитель XF-88 «Буду», в серийном варианте получивший обозначение F-101 «Буду». В 1958 совершил первый полёт сверхзвуковой истребитель F-4 «Фантом» 11, ставший в 60-е и 70-е гг. основным истребителем ВВС и ВМС США (его выпуск продолжила фирма «Макдоннелл-Дуглас»).

Основные данные некоторых самолётов фирмы приведены в таблице.

Табл. — Истребители фирмы «Макдоннелл»

Основные данные	F2Н-3	F-101А
Первый полёт, год	1952	1954
Число и тип двигателей	2 ТРД	2 ТРДФ
Тяга двигателя, кН	14	66,7
Длина самолёта, м	14,5	20,55

Высота самолёта, м	4,41	5,5
Размах крыла, м	13,7	12,1
Площадь крыла, м	27,3	42
Взлётная масса:		
Нормальная	8,6	18,1
Максимальная	10,12	22,2
Масса пустого самолёта, т	4,54	12,7
Максимальная скорость полёта, км/ч	950	1610
Максимальная дальность полёта, км	3200	4800
Потолок, м	15000	15350
Экипаж, чел.	1	1
Вооружение:		
Пушки	4X20 мм	4X20 мм
Управляемые ракеты	2	3

**«Макдоннелл-Дуглас»** (McDonnell Douglas Corporation) — авиакосмическая фирма США. Образована в 1967 в результате объединения фирм «Макдоннелл» и «Дуглас». В 1984 в её состав вошла фирма «Хьюз геликоптере», получившая в 1985 название «Макдоннелл-Дуглас геликоптер». «М.-Д.» продолжила производство летательных аппаратов образовавших ее фирм: палубного штурмовика А-4 «Скай-хоук» (первый полёт в 1954, до 1979 выпущено 2960, см. рис. 1), истребителя F-4 «Фантом» II (1958, до окончания производства в 1979 построено 5057, по лицензии в Японии — 140, см. рис. в таблице XXXII), реактивных пассажирских самолётов DC-8 (1958, до 1972 построено 656, см. рис. 2) и DC-9 (1965, выпускался в нескольких вариантах, см. рис. в таблице XXXIV), На фирме созданы: истребитель завоевания превосходства в воздухе F-15А «Игл» (1972, см. рис. в таблице XXXVI), его усовершенствованный вариант F-15С (1979); двухместный истребитель-бомбардировщик F-15Е (1986); экспериментальный истребитель короткого взлёта и посадки F-15S/MTD (1988, см. рис. 3) с плоскими отклоняемыми соплами; палубный истребитель-бомбардировщик F/A-18 «Хорнет» (1978, совместно с фирмой «Нортрон» см. рис. в таблице XXXVII), боевой самолет вертикального взлета и посадки AV-8В «Харриер» II (1978, см. рис. 4) и учебно-тренировочный самолёт Т-45А «Госхоук» (1988) — оба совместно с фирмой «Бритиш аэроспейс»; опытный военно-транспортный самолет короткого взлета и посадки YC-15 с четырьмя турбореактивными двухконтурными двигателями (1975, реактивные струи двигателей отклоняются вниз закрылками в выпущенном положении); семейство широкофюзеляжных самолётов DC-10 на 270—380 мест (1970, до окончания производства в 1989 построено 386; см. рис. в таблице XXXV) и на его основе самолёт-заправщик для ВВС США KC-10 «Экстекдер» (1980, выпущено 60, см. рис. 5); семейство пассажирских самолётов MD-80 (на основе DC-9, первая модель в 1979, на конец 1991 выпущено свыше 1900 самолётов DC-9 и MD-80). В 1985 начата разработка военно-транспортного самолёта C-17 (первый полёт в 1991, см. рис. 6), а в 1986 пассажирского самолёта MD-11 (1990, на основе DC-10, см. рис. 7). Основные программы конца 80-х—начала 90-х гг. : производство истребителей F-15 и F/A-18, истребителя-

бомбардировщика AV-8В, пассажирских самолётов MD-80 (в том числе MD-83, см. рис. 8) и MD-11, военных и гражданских вертолётов серии MD-500 и боевого AH-64А, концептуальные исследования перспективного воздушно-космического самолёта NASP. Основные данные некоторых самолётов фирмы приведены в таблицах 1 и 2.

*Ю. Я. Шилов.*

Таблица 1. — Пассажирские самолеты фирмы «Макдоннел-Дуглас».

Основные данные	DC-10-10	DC-10-30	MD-83	MD-11
Первый полёт, год	1970	1972	1984	1990
Число и тип двигателей	3 ТРДД	3 ТРДД	2 ТРДД	3 ТРДД
Тяга двигателя, кН	178	234	96,5	267
Длина самолёта, м	178	55,2	45,08	61,2
Высота самолёта, м	7,7	17,7	9,05	17,6
Размах крыла, м	47,34	50,42	32,9	51,6
Площадь крыла, м <sup>2</sup>	329,8	338	112,3	339
Максимальная ширина фюзеляжа, м	6,1	6,1	3,34	6,1
Максимальная взлётная масса, т	200	263,6	72,58	273,3
Масса снаряженного самолета, т	110,22	121,34	36,62	25,78
Максимальное число пассажиров	380	380	172	1405
Максимальная коммерческая нагрузка, т	41,73	45,91	18,72	55,67
Длительность полёта с максимальной коммерческой	5463	9950	4387	11100

нагрузкой, км				
Коммерческая нагрузка при максимальном запасе топлива, т	18,69	32	14,89	30,34
Дальность полета при максимальном запасе топлива	3427	11850	5828	15250
Крейсерская скорость, км/ч	870—950	875—950	813—924	870—925
Экипаж, чел.	3	3	2	2

Таблица 2 — Военные самолёты фирмы «Макдониелл-Дуглас».

Основные данные	Истребитель F-4E	Палубный штурмовик A-4M	Палубный истребитель-бомбардировщик F/A-18	Истребитель-бомбардировщик AV-8B	Истребитель F-15C	Истребитель-бомбардировщик F-16E
Первый полёт, год	1967	1970	1978	1978	1979	1986
Число и тип двигателей	2 ТРДФ	1 ТРД	2 ТРДДФ	1 ТРДД (подъёмно-маршевый)	2 ТРДДФ	2 ТРДДФ
Тяга двигателя, кН	79,6	50	71,2	98,9	111	105
Длина самолёта, м	19,2	12,27	17,07	14,12	19,43	19,43
Высота самолёта, м	5,02	4,57	4,66	3,55	5,63	5,63
Размах крыла, м	11,77	8,38	11,43	9,24	13,05	13,05

Площадь крыла, м <sup>2</sup>	49,2	24,16	37,16	21,37	56,5	56,5
Взлётная масса, т:						
Нормальная	21,5	-	-	8,6 (при вертикальном взлёте)	20,18	-
Максимальная	26,3	11,11	16,65 (F-18) 22,3 (A-18)	13,49 (при взлёте с разбегом)	30,84	36,74
Масса пустого самолёта, т	13,8	4,75	10,46	5,94	12,7	14,38
Боевая нагрузка, т	7,28	4,15	7,71	3,17	7,26	10,65
Максимальная скорость полета, км/ч	2300	1100	> 1915	1065	2650	-
Радиус действия, км	795—1260	630	740—1065	240 (при вертикальном взлёте), 1480 (при взлёте с разбегом)	750	-
Потолок, м	21000	14600	15240	-	19800	18300
Экипаж, чел.	2	1	1	1	1	2
Вооружение	Пушка 20 мм), 8—10 УР	2 пушки (20 мм), НАР, УР	Пушка (20 мм), НАР, 4 УР	Пушка (25 мм) или 2 пушки (30 мм), НАР, 4 УР	Пушка (20 мм), НАР, 8 УР	Пушка (20 мм), УР, бомбы

Рис. 1. Палубный штурмовик А-4 «Скайхоук».

Рис. 2. Пассажирский самолет DC-8.

Рис. 3. Экспериментальный истребитель короткого взлета и посадки F-15S/MTD.

Рис. 4. Истребитель-бомбардировщик AV-8B «Харриер» II.

Рис. 5. Самолет-заправщик KC-10A «Экстендер».

Рис. 6. Стратегический военно-транспортный самолет C-17.

Рис. 7. Широкофюзеляжный пассажирский самолет MD-11.

Рис. 8. Пассажирский самолет MD-83.

**«Макдоннелл-Дуглас Геликоптер»** (McDonnell Douglas Helicopter Company) — название (с 1985) вертолётостроительного отделения фирмы *«Макдоннелл-Дуглас»* (США), образованного после присоединения к ней в 1984 фирмы *«Хьюз геликоптерс»*.

**макет** (французское *maquette*, от итальянского *macchietta* — набросок) **летательного аппарата** — модель, воспроизводящая в натуральную величину проектируемый летательный аппарат. **М.** служит для объёмной отработки компоновки летательного аппарата в целом и отдельных его элементов, а также учёта эргономических, конструктивных, эксплуатационных и др. требований. Строится из дерева, металла, пластмасс с включением натуральных элементов оборудования, систем и приборов. При этом точно копируются внешние очертания летательного аппарата, интерьер и оснащение всех кабин и приборных отсеков, эксплуатационного и аварийных выходов, люков и т. п. Особенно точно воспроизводятся рычаги, переключатели, кнопки управления и приборные панели на рабочих местах экипажа. **М.** даёт истинное представление о пространственном положении и взаимосвязи всех частей и элементов летательного аппарата. При невозможности или затруднительности (из-за размера, насыщенности) воспроизведения всех деталей на одном **М.** создаётся дополнительно система отдельных **М.** сложных узлов.

**«Макки»** (Macchi) — распространённое название итальянской авиастроительной фирмы *«Аэрмакки»*.

**Максим** (Maxim) Хайрем Стивенс (1840—1916) — американский изобретатель и предприниматель. В 1881 переехал в Великобританию, разработал ряд образцов автоматического оружия, в том числе станковый пулемёт. В конце 1880-х гг. заинтересовался авиацией, начал проводить эксперименты с крыльями, воздушными винтами, другими конструктивными элементами самолётов, а затем построил биплан больших размеров с двумя паровыми машинами мощностью по 134 кВт (высота самолёта 10 м, площадь крыльев 371,6 м<sup>2</sup>, размах 31,7 м, диаметр воздушных винтов 5,43 м, масса самолёта свыше 3600 кг; см. рис. в таблице II), Самолёт испытывался (с 1893) на рельсовой дорожке, причём для первоначальных опытов были установлены предохранит, брусья, ограничивающие подъём самолёта. Были предусмотрены устройства для измерения подъёмной силы. В 1894 во время одной из пробежек самолёт на скорости около 67 км/ч оторвался от колеи, разрушил ограждение и после остановки двигателей упал на землю, подломив крыло и один винт. После этого **М.** превратил работы по созданию самолёта, потребовавшие больших затрат, хотя и верил в большое будущее авиации.

**Х. С. Максим.**

**«Максим Горький»** — советский восьмимоторный агитационный самолёт конструкции А. И. Туполева (см. в статье *Ту*).

**максимальная скорость** — 1) **М. с.** в газе — скорость идеального газа  $V_m$ , соответствующая полному преобразованию его энтальпии в кинетическую энергию. Её значение вычисляется по формуле, получаемой из *Бернулли уравнения* при отсутствии массовых сил:

$$V_m = (2H)^{1/2}$$

где  $H$  — энтальпия торможения (см. *Торможения параметры*). В аэро- и гидродинамике  $M. c.$  часто используется в качестве характерного масштаба скорости.

2)  **$M. c.$  летательного аппарата** — максимальное значение достижимой или допустимой по условиям эксплуатации скорости летательного аппарата. Достижимая  $M. c.$  в основном определяется аэродинамическим совершенством и *тяговооружённостью* (*энерговооружённостью*) летательного аппарата. Допустимая  $M. c.$  определяется необходимостью обеспечить безопасность полёта и ограничена обычно максимально допустимыми значениями *скоростного напора  $q$* , *Маха числа полёта  $M_{\infty}$*  или температуры *аэродинамического нагревания*. Ограничение по  $q$  обусловлено прочностью или жёсткостью авиационных конструкций. Выход за это ограничение может привести к разрушению летательного аппарата или его элементов, *флаттеру* или *реверсу* органов управления. Превышение некоторого значения  $M_{\infty}$  может привести к потере *устойчивости* или *управляемости* летательного аппарата, *помпажу* двигателя или его самовыключению. Эксплуатационное значение  $M. c.$  устанавливается ниже минимального из допустимых значений  $M. c.$  с таким расчётом, чтобы надёжно исключить превышение этого значения по случайным причинам.  $M. c.$  зависит от *конфигурации* летательного аппарата, *режима работы* двигателя, угла наклона траектории и высоты полёта. На малых высотах  $M. c.$ , как правило, ограничена по  $q$ , с ростом высоты может быть ограничена по  $M_{\infty}$ .

Для самолётов  $M. c.$  часто называют установившуюся скорость прямолинейного полёта на максимальной или форсажной тяге двигателя. Для гражданских самолётов также устанавливается  $M. c.$  экстренного снижения на случай необходимости наискорейшего снижения с большой высоты в чрезвычайных обстоятельствах.

**«Малайзия эрлайнс»** (Malaysia Airlines) — национальная авиакомпания Малайзии. Осуществляет перевозки внутри страны и в страны Западной Европы, Азии, Африки, а также в Австралию и США. Основана в 1971. В 1989 перевезла 7,6 миллионов пассажиров, *пассажирооборот* 10,1 миллиард пассажиро-км. Авиационный парк — 49 самолётов.

**«Малев»** (MALEV, Magyar Legikozlekedesi Vallalat) — авиакомпания Венгрии, Осуществляет перевозки в страны Европы, Ближнего Востока и Северной Африки. Основана в 1946, до 1954 называлась «Машовлет». В 1989 перевезла 1,4 миллионов пассажиров, *пассажирооборот* 1,52 миллиардов пассажиро-км. Авиационный парк — 22 самолёта.

**малозаметный самолёт** — см. «*Стелс*» техника.

**маневренность** (французское manoeuvrer — приводить в движение, управлять, маневрировать, от латинского manu operor — работаю руками) **летательного аппарата** — способность летательного аппарата изменять положение в пространстве, скорость, высоту и направление полёта за определенный промежуток времени. Важнейшее качество для некоторых классов летательных аппаратов. Высокая  $M.$  даёт возможность истребителю занять тактически выгодное положение по отношению к самолёту противника, уклониться от атаки. Для спортивных пилотажных самолётов  $M.$  позволяет повысить качество выполнения фигур пилотажа.  $M.$  характеризуют угловыми скоростями поворота летательного аппарата относительно центра масс, ускорением при разгоне и торможении в горизонтальном полёте, *скороподъёмностью*, угловой скоростью и минимальным радиусом *разворота* (виража) в горизонтальной плоскости.

Характеристики движения летательного аппарата относительно центра масс зависят от *эффективности органов управления и управляемости* летательного аппарата.  $M.$  в траекторном движении определяется модулем и направлением вектора перегрузки  $n$ , компонентами которого являются продольная и нормальная перегрузки  $n_x$  и  $n_y$ . Через эти характеристики выражаются ускорение  $a_x$  в горизонтальном полёте ( $a_x = g_0 n_x$  где  $g_0$  — ускорение свободного падения), энергетическая скороподъёмность  $V_y^*$  ( $V_y^* = V n_x$ ,  $V$  — скорость полёта), угловая скорость  $\{\{\omega\}\}$  и

радиус разворота  $R$  [ $\{\omega\}$ ] =  $g_0(n_y^2 - 1)^{1/2}/V$ ,  $R = V^2/g_0(n_y^2 - 1)^{1/2}$ . При фиксированных значениях скорости и высоты полёта в плоскости  $(n_x, n_y)$  существует область значений вектора перегрузки (рис. 1), соответствующих различным сочетаниям угла атаки, режима работы двигателей, положений аэродинамических органов управления, створок реактивных сопел и т. д. У этой области имеется ряд характерных точек, которые являются частными показателями **М**. Точки  $a$  и  $a'$  определяют предельные значения продольной перегрузки горизонтального полёта при разгоне и торможении. Точка  $b$  соответствует максимальной перегрузке установившегося разворота. В точке  $v$  достигается максимальное значение нормальной перегрузки и, следовательно, максимальное значение мгновенной угловой скорости разворота. Максимальное торможение обеспечивается в точке  $z$ .

Основными характеристиками **М** являются максимальная нормальная перегрузка и перегрузка установившегося разворота. Именно они определяют угловые скорости разворота и его радиус. Однако область возможных угловых скоростей разворота на заданной высоте ограничена (рис. 2). Левая граница области (кривая 1) определяется допустимым углом атаки или максимальным значением подъёмной силы. Правая граница (кривая 2) обусловлена ограничениями по прочности конструкции или по *эксплуатационной перегрузке*. Максимальная угловая скорость разворота достигается в точке пересечения границ (для истребителей 70—80-х гг. эта точка находится в диапазоне значений *Маха чисел* полёта  $M_{\{\infty\}} = 0,7—0,9$ ). Область допустимых угловых скоростей делится на две части кривой 3 — линией установившихся разворотов. Выше этой линии (в области I) манёвры могут совершаться только с потерей *удельной энергии* летательного аппарата, ниже (область II) — с её сохранением или увеличением (например, боевой разворот с сохранением значения горизонтальной скорости может быть выполнен только в области II возможных угловых скоростей). Расширение границ области допустимых угловых скоростей разворота является важнейшей задачей проектирования манёвренного самолёта. Она может быть обеспечено использованием новых технических и конструктивных решений и соответствующим выбором основных параметров летательного аппарата (площади крыла и тяги двигателя).

К мероприятиям, направленным на увеличение **М** летательного аппарата, относятся: повышение степени *механизации крыла*, что улучшает его эффективность в широком диапазоне режимов полёта; совершенствование аэродинамической схемы летательного аппарата, в частности в сторону уменьшения запаса продольной статической устойчивости (см. *Степень устойчивости*) и переход к статически неустойчивым компоновкам на основе внедрения *систем улучшения устойчивости и управляемости* (повышения степени автоматизации управления), что позволяет расширить область безопасных углов атаки и скольжения и, следовательно, угловых скоростей разворота; сочетание аэродинамических и газодинамических (отклоняемые сопла на истребителях) принципов управления (см. *Управление вектором тяги*); уменьшение аэродинамического сопротивления летательного аппарата путем совершенствования его формы и улучшения качества поверхности. Для улучшения характеристик торможения самолёта применяются воздушные тормоза; в перспективе большой эффект может дать использование в полёте *реверсивных устройств*.

Следует отметить, что в ряде случаев **М** ограничивается физиологическими возможностями лётчика, поэтому большое внимание при проектировании истребителей уделяется улучшению условий работы лётчика и созданию специальных технических средств, повышающих физиологический предел перегрузки (противоперегрузочный костюм, отклоняемое кресло, управление режимом дыхания).

Б. К. Давидсон.

Рис. 1. Область допустимых перегрузок

Рис. 2. Область допустимых угловых скоростей разворота.

**манёвренные нагрузки** — нагрузки на летательный аппарат и его отдельные части при манёврах в

полёте, связанных с отклонениями органов управления. **М. н.** являются, как правило, основным видом нагрузок, на случай действия которых должна быть обеспечена необходимая *статическая прочность* частей конструкции (крыла, фюзеляжа, вертикального и горизонтального оперения, элеронов, рулей высоты и направления). Для тяжёлых самолётов близкие к **М. н.** значения нагрузок на конструкцию летательного аппарата могут иметь место в случаях нагружения его при полёте в беспокойном воздухе. *Расчётные случаи*, в которых производится определение **М. н.** на летательный аппарат, задаются *Нормами прочности*. При этом различают случаи симметричных манёвров, связанных с отклонением руля высоты, и несимметричных манёвров, связанных с отклонением элеронов и руля направления. Рассматривается достаточно большое количество расчётных случаев, чтобы охватить все возможные в условиях эксплуатации маневры летательных аппаратов.

**манометр** (от греческого manos — редкий, неплотный и metreo — измеряю) — прибор или установка для измерений давления или разности давлений. **М.** является частью измерительных средств, применяемых на летательных аппаратах (см. *Приемники давлений*) испытательных стендах, в *аэродинамическом эксперименте* и т. д. В зависимости от назначения **М.** разделяются на дифференциальные (для измерений разности давлений), **М.** абсолютного давления, **М.** избыточного давления (для измерений разности между абсолютным значением измеряемого давления и абсолютным давлением окружающей среды), вакуумметры.

**М.** состоит из устройств: воспринимающего давление, преобразующего его в другую физическую величину (перемещение, силу, электрический сигнал и др.) и отсчётного, или регистрирующего. Различают **М.:** *жидкостные*, основанные на уравнивании измеряемого давления или разности давлений давлением столба жидкости; *грузопоршневые*, основанные на уравнивании измеряемого давления давлением, создаваемым массой поршня, грузоподъёмного устройства и грузов (с учётом сил жидкостного трения); *электрические*, основанные на зависимости электрических параметров преобразователя от измеряемого давления; деформационные, основанные на зависимости деформации чувствительного элемента или развиваемой им силы от измеряемого давления (делятся на 3 основных вида: мембранные, сильфонные, трубчато-пружинные). При *измерениях аэродинамических* наиболее употребительны электрические деформационные **М.**, в которых деформация чувствительного элемента преобразуется в электрический сигнал (в этом случае чувствительный элемент соединён с параметрическим преобразователем — тензорезисторным, индуктивным, потенциометрическим, ёмкостным и т. д.).

В аэродинамическом эксперименте применяются как одноточечные, так и многоточечные **М.** (измеряют давление в ряде точек одновременно). Многоточечные **М.** подразделяются на батарейные, или групповые, представляющие набор одиночных **М.**, и **М.** с коммутаторами пневмотрасс. Один коммутатор позволяет последовательно подсоединять к преобразователю давления от нескольких десятков до нескольких сотен пневмотрасс (чаще всего 48 пневмотрасс); см. рис. 2 к статье *Измерения аэродинамические*.

*Лит.:* Петунин А. И., Измерение параметров газового потока, М., 1974.

В. В. Богданов.

**Манучаров** Андрей Арсенович (р. 1917) — советский лётчик-испытатель, генерал-майор авиации (1967), заслуженный лётчик-испытатель СССР (1967). Окончил школу лётчиков при аэроклубе МАИ (1937), МАИ (1940). Участник Великой Отечественной войны. В 1944—1975 лётчик-испытатель НИИ ВВС. Проводил государственные испытания опытных самолётов конструкции А. И. Микояна, П. О. Сухого, А. И. Туполева, А. С. Яковлева (в том числе на критических режимах полёта). Летал на самолётах свыше 100 типов. С 1975 заместитель начальника Лётно-исследовательского института. Ленинская премия (1967), Государственная премия (1975). Награждён орденами Ленина, Красного Знамени, 2 орденами Отечественной войны 1-й степени, орденом Трудового Красного Знамени, 4 орденами Красной Звезды, медалями.

**А. А. Манучаров.**

**Маресьев** Алексей Петрович (р. 1916) — советский лётчик, майор, кандидат исторических наук (1956), Герой Советского Союза (1943). В Советской Армии с 1937. Окончил Батайскую военную авиационную школу (1940). Участник Великой Отечественной войны. В ходе войны был командиром звена, штурманом истребительного авиаполка. Сбил в начале войны 4 самолёта противника. В марте 1942 в неравном воздушном бою самолёт **М.** был подбит. Тяжело раненный **М.** посадил повреждённый самолёт в тылу противника. 18 суток пробирался к своим войскам. После ампутации голени обеих ног освоил протезы и снова стал летать, сбил ещё 7 самолётов противника. Совершил 86 боевых вылетов. Подвиг **М.** описан в книге Б. Полевого «Повесть о настоящем человеке». В 1944—1946 — в Управлении высших учебных заведений ВВС. С 1956 ответственный секретарь, с 1983 1-й заместитель председателя Советского комитета ветеранов войны. Народный депутат СССР с 1989. Награждён 2 орденами Ленина, орденами Октябрьской Революции, Красного Знамени, Отечественной войны 1-й степени, 2 орденами Трудового Красного Знамени, орденами Дружбы народов, Красной Звезды, медалями. Его именем названа одна из малых планет.

Соч.: На Курской дуге, М., 1960.

Лит.: Дороднов Е., А. П. Маресьев, в кн.: Подвиги их бессмертны, Хабаровск, 1975.

**А. П. Маресьев.**

**«Мартин»** (Glenn L. Martin Co.) — авиационная фирма США. Основана в 1917 конструктором и пилотом Г. Мартином. В 1961 вошла в качестве отделения в состав образовавшейся фирмы «Мартин Марнетта» (Martin Marietta). В годы Первой мировой войны разработала первый американский двухмоторный бомбардировщик MB-1 (первый полёт в 1918). В дальнейшем создала бомбардировщики B-10 (1933) и B-26 «Мародер» (1940, построено 5150), летающие лодки, в том числе патрульную PBM «Маринер» (1939), военно-транспортный JRM «Марс» (1942), противолодочную P5M «Марлин» (1948). В 50-х гг. строила по лицензии бомбардировщик Инглиш электрик «Канберра» (под обозначением B-57), разработала его разведывательный вариант RB-57 с увеличенным размахом крыла. Из гражданских самолётов фирмы наиболее известны летающая лодка 130 «Чайна клиппер» для трансокеанских перелётов (1935), пассажирские самолёты 2-0-2 (1946) и 4-0-4 (1949).

В середине 50-х гг. переключилась на разработку ракетно-космических систем. Создала крылатые ракеты наземного базирования «Матадор» (1950, дальность полёта 800 км) и «Мейс» (1956, 1045 км), ракету-носитель «Авангард» (1957), МБР «Титан» (1959) и МХ «Пискипер» (1983), баллистическую ракету средней дальности «Першинг» (1960). Основные данные некоторых самолётов фирмы приведены в таблице на стр. 328.

*В. В. Беляев*

Таблица — Самолеты фирмы «Мартин».

Основные данные	Бомбардировщик B-26B	Летающие лодки			Пассажирский 4-0-4
		JRM	PBM-3	P5M-2	
Первый полёт, год	1941	1942	1942	1953	1949
Число и тип двигателей	2 ПД	4 ПД	2 ПД	2 ПД	2 ПД
Мощность	1490	2240	1270	2530	1790

двигателя, кВт					
Длина самолёта	17,75	35,67	23,5	30,66	22,7
Высота самолёта, м	6,55	-	5,33	10,1	8,61
Размах крыла, м	21,64	61,26	36	36,03	28,4
Площадь крыла, м <sup>2</sup>	61,22	342,4	123,5	131	80,3
Взлетная масса, т					
Нормальная	16,87	63,5	-	-	-
Максимальная	17,33	74,85	27,35	34,76	20,4
Масса пустого самолёта, т	11,47	-	-	22,45	13,2
Боевая (коммерческая) нагрузка, т:					
Нормальная	1,82	-	-	-	-
Максимальная	2,36	-	1,8	5,46	5,25
Максимальная скорость полёта, км/ч	480	380	315	405	500
Максимальная дальность полёта, км	1930	-	3700	3300	1500
Потолок, м	6100	-	5180	6800	-
Экипаж, чел.	5	14	7—9	7—11	3—4
Число	-	132	-	-	44

десантником в (пассажиром в)					
Вооружение	12 пулемётов (12,7 мм), бомбы	-	6—8 пулемётов (12,7 мм), глубинные бомбы, торпеды	2 пушки (20 мм), лубинные бомбы, торпеды, мины	-

**маршевый двигатель** — двигатель составной силовой установки, обеспечивающий длительный полёт летательного аппарата. На самолёте вертикального (короткого) взлёта и посадки с составной силовой установкой взлёт и разгон до некоторой скорости обеспечивается совместной работой *подъёмных двигателей* и **М. д.** После кратковременной работы подъёмные двигатели выключаются, и полёт самолёта обеспечивается **М. д.** Например, силовая установка экспериментального самолёта вертикального взлёта и посадки Дассо «Мираж» III-V (Франция, 1965) состояла из **М. д.** TF-106 и 8 подъёмных двигателей RB-162.

**маска кислородная** — см. в статье *Высотное снаряжение*.

**масла авиационные** — *жидкости*, применяемые для смазки двигателей и редукторов силовых установок летательных аппаратов. **М. а.** служат для уменьшения трения и износа деталей, отвода от них теплоты, предохранения от коррозии, удаления твёрдых частиц износа из зоны трения. **М. а.** работают при разных режимах трения, высоких температурах, нагрузках, скоростях, в контакте с различными конструкционными материалами, в условиях высокой аэрации, вследствие чего к ним предъявляются жёсткие требования. **М. а.** должны обладать высокой термической и термоокислительной стабильностью, хорошими смазывающей способностью и вязкостно-температурными свойствами, низкими испаряемостью и температурой застывания, высокими теплоёмкостью, температурой вспышки к самовоспламенения, низкой агрессивностью к авиационным конструкционным материалам и малой вспениваемостью.

**М. а.** делятся на минеральные (нефтяные) и синтетические, для поршневых и газотурбинных двигателей. В качестве минеральных **М. а.** используются дистиллятные фракции высококачественных нефтей (дистиллятные масла) и продукты, получаемые очисткой остатков, образующихся при перегонке мазута (остаточные масла). Для обеспечения требуемых свойств масла подвергаются очистке. В отечественной нефтехимической промышленности применяют в основном два способа очистки — химический и физический. К химическим способам относится очистка серной кислотой (масла серии МКК), к физическим способам — очистка селективными растворителями и отбеливающими землями (масла серии МС).

В качестве основы синтетических масел широко применяются сложные эфиры моноспиртовых и двухосновных кислот, эфиры многоатомных спиртов и синтетических жирных кислот, синтетические углеводороды, силиконовые жидкости и др. Используются также смешанные основы масел. Синтетические **М. а.**, несмотря на их значительно большую стоимость по сравнению с минеральными маслами, всё более широко используются в силовых установках летательных аппаратов, что объясняется главным образом прогрессирующим ростом теплонапряжённости авиадвигателей и, как следствие, необходимостью применения в них более термостабильных масел, чем минеральные. Синтетические масла могут бессменно работать в течение всего межремонтного срока службы двигателя и упростить эксплуатацию летательного аппарата. Для улучшения свойств масел в них вводятся различные присадки, улучшающие их физико-химические и эксплуатационные свойства: антиокислительные, загущающие, протизоадирные, противоизносные, антикоррозионные, антипенные, моющие и т. п.

Для смазки поршневых авиационных двигателей используются остаточные или компаундированные нефтяные масла МС-14, МС-20, МК-22 и МС-20С с вязкостью 15—25 мм<sup>2</sup>/с при 100{{°}}С. В турбореактивных двигателях применяются маловязкие нефтяные масла МК-8, МК-8П, МС-8П, МС-8РК и синтетические масла ИПМ-10, ВНИИНП 50-1-4ф, ВНИИНП 50-1-4у, 36/1Ку-А, ПТС-225, ВТ-301. Масла МК-8 и МК-8П дистиллятные, из малосернистых нефтей, стабильны до 120—140{{°}}С: Применяются в турбореактивных двигателях для дозвуковой и сверхзвуковой авиации. Масла МС-8П и МС-8РК дистиллятные, из сернистых нефтей, содержат антиокислительную противоизносную и антикоррозийную присадки, стабильны до 150{{°}}С. Масло МС-8РК обладает лучшими защитными свойствами по сравнению с маслом МС-8П. Применяется в турбореактивных двигателях дозвуковых и сверхзвуковых самолётов невысокой тепловой напряжённости. Масло ИПМ-10 углеводородное, содержит антиокислительную, противоизносную и антикоррозионную присадки, обладает хорошими вязкостно-температурными свойствами, стабильно до 200{{°}}С. Широко применяется в теплонапряжённых турбореактивных двигателях до- и сверхзвуковых самолётов. Масло ВНИИНП 50-1-4ф на основе сложных эфиров (диоктилсебагината) содержит антиокислительную и противоизносную присадки, имеет хорошие низкотемпературные свойства, стабильно до 175{{°}}С. Масло ВНИИНП 50-1-4у содержит повышенное (по сравнению с ВНИИНП 50-1-4Ф) количество антиокислительных присадок и антикоррозийную присадку, стабильно до 200{{°}}С. Применяется аналогично маслу ИПМ-10. Масло 36/1Ку-А на основе смешанных сложных эфиров диэтиленгликоля и пентаэритрита содержит антиокислительную и противозадирную присадки, обладает высокой смазывающей способностью, стабильно до 200{{°}}С. Масло ПТС-225 на основе сложных эфиров пентаэритрита содержит большой комплекс различных присадок, стабильно до 225{{°}}С. Предназначено для турбореактивных двигателей высокой тепловой напряжённости, может применяться в современных теплонапряжённых турбовинтовых двигателях, турбовинтовентиляторных двигателях, газотурбинных двигателях и редукторах вертолётов. Применяется в турбореактивных двигателях сверхзвуковых самолётов. Масло ВТ-301 фторсиликоновое, обладает высокой термоокислительной стабильностью (до 250{{°}}С). Предназначено для турбореактивных двигателей высокой теплонапряжённости.

В турбовентиляторных двигателях с высоконагруженным редуктором должны применяться масла с высокой несущей способностью. Это требование предопределило использование в турбовентиляторных двигателях более вязких масел, чем в турбореактивных двигателях. Для смазки турбовинтовых двигателей употребляются масла трёх типов: смеси дистиллятных (МС-8П, МС-8РК) и остаточных (МС-20, МК-22) масел в различных сочетаниях, загущённые нефтяные и синтетические масла. Так, в двигателях АИ-20 применяется смесь СМ-4,5 с вязкостью 4,5 мм<sup>2</sup>/с при 110{{°}}С, состоящая из 75% масла МС-8П (или МС-8РК) и 25% МС-20 (или МК-22), в более мощных двигателях НК-12 — СМ-11,5 (25% МС-8П или МС-8РК и 75% МС-20). Для использования в качестве единого в обоих типах двигателей разработано минеральное загущенное масло МН-7,5у. Смеси СМ-4,5 и СМ-11,5 с включением в них масла МС-8П стабильны до 150 °С. Масло АШ-7,5у дистиллятное, из сернистых нефтей, содержит загущающие, антиокислительную, противозадирную, противоизносную и антикоррозийную присадки, стабильно до 150{{°}}С.

Силовая установка вертолётов имеет, как правило, две отдельные маслосистемы: турбокомпрессорной части и редуктора. Для смазки турбокомпрессорной части силовой установки могут применяться те же сорта масел, что и для смазки ТРД. Двигатели вертолётов Ми-6 и Ми-10, например, смазываются дистиллятными маслами МС-8П и МС-8РК. В редукторах же этих вертолётов в летнее время применяется смесь СМ-11,5, а в зимнее время смесь равных количеств дистиллятных и остаточных масел. В вертолётах Ми-2 и Ми-8 для смазки двигателя и редуктора используются синтетические масла ЛЗ-240 и Б-3В. Они вырабатываются на основе пентаэритритовых эфиров синтетических жирных кислот С<sub>5</sub>—С<sub>9</sub>. Масло ЛЗ-240 содержит также противоизносную и антикоррозийную присадки. Масло Б-3В содержит антиокислительную и противозадирную присадки, обладает высокой смазывающей способностью. Масла ЛЗ-240 и Б-3В стабильны до 200{{°}}С.

В. В. Горячев.

**Масленников** Михаил Михайлович (1901—1981) — советский учёный в области теории авиационных двигателей, профессор (1935). Доктор технических наук (1947), заслуженный деятель науки и техники РСФСР (1965). Окончил МВТУ (1926), работал в Центральном институте авиационного моторостроения. В 40—50-х гг. под руководством **М.** разработаны теоретические основы авиационных турбопоршневых двигателей лёгкого топлива и создан такой двигатель с рекордными удельными показателями. Автор ряда курсов теории авиационных двигателей. Государственная премия СССР (1951). Награждён орденом Ленина, 2 орденами Трудового Красного Знамени, орденами Красной Звезды, «Знак Почёта», медалями.

**масляная система авиационного двигателя** — система, главными функциями которой являются смазка и охлаждение узлов трения двигателя. В поршневых двигателях смазка способствует также герметизации рабочего пространства над поршнем. В некоторых случаях масло **М. с.** используется также для смазки подшипников агрегатов двигателя 6 (см. рис.) и в качестве рабочей среды для сервомеханизмов органов управления двигателем, шагом воздушного винта и *флюгированием винта*. Кроме того, с помощью **М. с.** контролируется техническое состояние двигателя по содержанию металла в пробах масла или на магнитных детекторах и фильтрах и по изменению параметров **М. с.** в эксплуатации, **М. с.** содержит масляный бак 3, нагнетающий 2 и откачивающие 7 насосы, теплообменники 8, фильтры, приводные центробежные воздухоотделители 9, суфлёры-сепараторы, перепускные 1 и запорные клапаны, магнитные детекторы, датчики указателей температуры и давления масла, сигнализаторы наличия стружки металла в масле, минимально допустимого перепада давления на фильтре и минимально допустимого давления масла в системе.

В авиационных двигателях применяются **М. с.** трех типов: с «холодным» баком (теплообменник установлен в магистрали откачки-масла), с «горячим» баком (теплообменник установлен в магистрали нагнетания масла) и с короткозамкнутым циркуляционным контуром (бак служит только для подпитки). В **М. с.** второго типа условия для отделения воздуха из откачиваемой масло-воздушные смеси более благоприятные, но в связи с высокими температурами масла на выходе в современных двигателях это преимущество стало несущественным. **М. с.** третьего типа более живуча, в ней быстрее прогревается масло при запуске, но она сложнее из-за необходимости применять дополнительный подкачивающий насос 10 и центробежный воздухоотделитель.

Все **М. с.** автономны. Начиная с определенной высоты полёта, в **М. с.** поддерживается избыточное давление на уровне, превышающем потери давления на входе в насосы. Это обеспечивается с помощью баростатического и пружинного клапанов в системе суфлирования, сообщающей масляные полости двигателя с атмосферой для выпуска воздуха.

**М. с.** подразделяются на системы с регулируемым и нерегулируемым давлением. В системе с регулируемым давлением оно поддерживается постоянным, начиная с малых частот вращения двигателя. В системе нерегулируемым давлением оно зависит от частоты вращения двигателя. В **М. с.** авиационных двигателей применяются в основном шестеренные насосы. В малоразмерных газотурбинных двигателях распространены героторные насосы (с шестернями внутреннего зацепления, оси которых смещены одна относительно другой). Благодаря малым потерям на входе героторные насосы могут работать при частоте вращения, в 2—3 раза большей по сравнению с обычными шестерёнными насосами. Следовательно, при одинаковой подаче их габаритные размеры меньше. Так как суммарная подача откачивающих насосов в несколько раз превышает прокачку масла через двигатель, они откачивают одновременно воздух, проникающий в полости опор через их уплотнения. Для обеспечения стабильной работы нагнетающего насоса этот воздух отделяется от откачиваемой масловоздушной смеси на выходе из откачивающих насосов посредством приводного центробежного воздухоотделителя или с помощью размещаемого в баке неподвижного воздухоотделителя центробежного типа.

Высокая тонкость очистки масла достигается как его центрифугированием, так и фильтрованием. Однако фильтрование оказалось более простым и надёжным по сравнению с центрифугированием.

В качестве фильтрующего материала для масляных фильтров тонкой очистки применяются сетки полотняного плетения из металлических или стеклянных волокон, Гофрированные фильтроэлементы обладают в 3 раза большей пропускной способностью по сравнению с фильтроэлементом в виде набора сетчатых дисков при равных габаритных размерах. Введение более тонкого фильтрования потребовало размещения фильтра тонкой очистки масла на его выходе из двигателя, где вязкость масла ниже, и применения сменных фильтроэлементов в связи с трудностями, возникающими при их очистке.

Проникающий через уплотнения в полости опор 5 главных подшипников воздух наддува образует масловоздушную смесь, которая отводится через систему суфлирования, охватывающую также бак и коробку привода агрегатов, к установленному на ней приводному центробежному суфлеру-сепаратору. В этом агрегате масловоздушная смесь разделяется, причём масло направляется обратно в **М. с.**, а отделённый воздух выпускается в атмосферу через выходное устройство двигателя. Существуют также системы суфлирования полостей опор главных подшипников через полый вал компрессора низкого давления или с помощью откачивающих насосов.

Для определения точного уровня масла в баке без открывания его горловины и при неработающем дистанционном уровнемере в стенке бака монтируется мерное стекло. В зависимости от назначения летательного аппарата бак оборудуется отсеками, сообщёнными с системой флюгирования лопастей воздушного винта трубопроводом, и устройством для забора масла и суфлирования бака при разных положениях летательного аппарата в полете или под воздействием отрицательных инерционных перегрузок. Для обеспечения пожарной безопасности на наружную поверхность бака наносится теплоизоляционный слой.

Размещение насосов, фильтров, теплообменников, клапанов, сигнализаторов и датчиков давления и температуры на одной стенке коробки приводов позволяет сообщить их внутренними каналами. При этом отпадает потребность в масляных трубах, их креплениях и уплотнениях, что ведёт к значительному снижению массы и повышению надёжности. Для уверенности в том, что через форсунки 4 главных подшипников проходит нужный объём масла, необходимо, чтобы указатель давления масла показывал превышение его над давлением в полостях опор этих подшипников.

*Лит.: Бич М. М., Вейнберг Е. В., Сурнов Д. Н., Смазка авиационных газотурбинных двигателей, М., 1979.*

*Л. И. Франктейн.*

Схемы масляных систем основных типов: *а* — с «холодным» баком; *б* — с «горячим» баком; *в* — с короткозамкнутым циркуляционным контуром.

**массовые силы** в аэро- и гидродинамике — силы, пропорциональные массе жидкости, заключённой в элементе объёма, и не зависящие от существования соседних объёмов жидкости. Если обозначить через **F** вектор **М. с.**, отнесенный к единице массы, то к элементу объёма  $d\{\tau\}$ , в котором заключена жидкость с плотностью  $\{\rho\}$ , будет приложена **М. с.**  $F\{\rho\} d\{\tau\}$ .

В гидродинамике наиболее важным примером **М. с.** является сила тяжести; для гравитационного поля Земли вектор  $F = g$ , причём вектор ускорения свободного падения **g** считается не зависящим от времени и направлен вертикально вниз. Сила тяжести существенна в задачах гидростатики, связанных с равновесием покоящейся жидкости, при анализе образования и распространения поверхностных волн, при движении воды в каналах, руслах рек и т. д. В аэродинамических задачах, связанных с обтеканием летательного аппарата или движением рабочего тела в воздушно-реактивном двигателе, силой тяжести воздуха (газа), как правило, пренебрегают.

Второй тип **М. с.** — силы инерции (такие, как центробежная и сила Кориолиса), которые действуют на все элементы массы, если их движение рассматривать в системе координат, движущейся с ускорением. Этот тип **М. с.** широко используется при исследовании обтекания лопастей винтов, лопаток компрессоров и турбин, в астрофизических задачах (например, движение

атмосфер планет) и т. д. Третий тип **М. с.** — электромагнитные силы в жидкости, несущей электрический заряд, или в жидкости, через которую пропущен электрический ток. Задачи с учётом **М. с.** этого рода рассматриваются в магнитной гидродинамике (см. *Электромагнитные явления в гидродинамике*).

*В. А. Башкин.*

**Мах** (Mach) Эрнст (1838—1916) — австрийский физик и философ. Окончил Венский университет. Экспериментально изучал особенности обтекания тел при их движении со сверхзвуковыми скоростями и впервые осуществил визуализацию течения с помощью интерферометра Маха — Цендера, что позволило ему открыть образование в потоке ударных волн. В сверхзвуковой аэродинамике с именем **М.** связан ряд величин и понятий: *Маха число*, конус Маха, угол Маха, линия Маха и др.

**Маха конус** (по имени Э. Маха), **характеристический конус**, — область поля *сверхзвукового течения*, в которой распространяются бесконечно малые возмущения давления от точечного источника возмущений. Если в однородной сжимаемой среде со сверхзвуковой скоростью  $V$  движется точечный источник возмущений  $P$ , то при своём движении он порождает бесконечно малые возмущения давления, которые распространяются в среде со *скоростью звука*  $a$ . Расположение зон возмущающего течения для четырёх последовательных моментов времени показано на рис. Поскольку  $V > a$ , то возмущения, вызванные источником  $P$  в положениях 3, 2, 1 и 0, не могут догнать и обогнать источник  $P$  в положении 4. Таким образом, все возмущения будут распространяться в потоке внутри конуса с вершиной в точке  $P$  и углом полураствора  $\{\{\mu\}\}$ , называемом **углом Маха** и определяемым по формуле  $\sin\{\{\mu\}\} = a/V = 1/M$ , где  $M$  — *Маха число*. Линия  $PA$  называется **линией**, или **волной Маха**; она является огибающей поверхностью передних фронтов звуковых волн, и на ней возмущения расположены наиболее плотно, так как все звуковые волны находятся в одной и той же фазе колебания — в фазе сжатия. Поверхность **М. к.** служит естественной границей, разделяющей всё пространство на две области — невозмущённую и возмущённую. Эта концентрация возмущений внутри **М. к.** определяет многие особенности аэродинамики больших скоростей.

Источником малых возмущений практически может служить любое малое препятствие, например риска или бугорок на обтекаемой поверхности. В сверхзвуковом потоке от каждого малого препятствия отходит волна Маха, ограничивающая область распространения вызванных этим препятствием возмущений. Это свойство используется в *оптических методах исследования течений* около тела, путём нанесения рисок на его поверхность.

*В. А. Башкин.*

### Конус Маха.

**Маха число** — безразмерная величина  $M$ , равная отношению скорости движущейся среды  $V$  к местной *скорости звука*  $a$ :  $M = V/a$ . Характеризует влияние сжимаемости среды; названо по имени Э. Маха, который экспериментально изучал особенности сверхзвуковых течений и использовал указанную величину в качестве одного из подобию критериев. При исследовании обтекания летательного аппарата как один из критериев подобию используется **число Маха** полёта  $M\{\{\infty\}\}$ , вычисляемое по параметрам невозмущающим телом (на бесконечности) набегающего потока и характеризующее режим обтекания в целом; дозвуковой ( $M\{\{\infty\}\} < 1$ ), транзвуковой ( $|M\{\{\infty\}\} - 1| < < 1$ ), сверхзвуковой ( $M\{\{\infty\}\} > 1$ ) и гиперзвуковой ( $M\{\{\infty\}\} > > 1$ ). Каждый из этих режимов имеет свои специфические особенности. Например, при безотрывном обтекании профиля однородным потоком *идеальной жидкости* сопротивление его на дозвуковом режиме равно нулю (*Д'Аламбера — Эйлера парадокс*), однако на всех других режимах в поле течения образуются *ударные волны*, в которых кинетическая энергия необратимым образом переходит в тепловую, и вследствие этого профиль обладает конечным *сопротивлением аэродинамическим*.

При обтекании тела дозвуковым потоком в некоторых точках (в каком-либо месте) вблизи его поверхности скорость потока может достигать скорости звука. Минимальное значение **М. ч.** невозмущающего потока, при котором местное **М. ч.** становится равным единице, называют **критическим числом Маха  $M$** . Кроме того, обтекание тела сверх- и гиперзвуковым потоком не исключает возможность образования локальных дозвуковых областей течения, например, область течения между отошедшей ударной волной и поверхностью затупленного тела в окрестности его вершины. Поэтому при экспериментальных исследованиях необходимо выдерживать *моделирование по М. ч.*

**М. ч.** как безразмерная газодинамическая переменная определяется по местной скорости потока и местной скорости звука, и знание поля **М. ч.** позволяет понять особенности исследуемого течения. Режим обтекания тела зависит от его скорости  $V_{\infty}$  относительно среды и скорости звука  $a$ , в рассматриваемой среде, например для воздуха при температуре  $T = 15^{\circ}\text{C}$  и нормальном давлении  $a_{\infty} = 340,6$  м/с, а для воды  $a_{\infty} = 1470$  м/с. При установившемся движении тела в атмосфере со скоростями  $V_{\infty} < 100$  м/с (360 км/ч)  $M_{\infty} < 0,3$  и влияние сжимаемости воздуха очень мало: максимальное различие в значениях газодинамических переменных, вычисленных без и с учётом сжимаемости, не превышает 4%. Поэтому при  $M_{\infty} < 0,3$  воздух можно рассматривать как несжимаемую жидкость. При движении тела в воде в том же диапазоне скоростей **М. ч.**  $M_{\infty} < 0,07$ , и для всех обычных видов течения воды влияние сжимаемости пренебрежимо мало.

*В. А. Башкин.*

**маховое движение лопастей** — колебательное движение лопастей *несущего винта* (НВ) около его горизонтального шарнира (ГШ), возникающее вследствие переменности *аэродинамических сил и моментов*, действующих на лопасть в полёте с горизонтальной скоростью или по наклонной траектории. Переменность аэродинамических сил обусловлена тем, что скорость обтекающего сечение лопасти потока за один её оборот изменяется от максимальной, равной сумме окружной скорости  $\{\omega\}R$  и скорости полёта  $V$ , до минимальной, равной их разности (см. рис.). Угол взмаха лопасти отсчитывают от плоскости вращения до оси лопасти. При жёстком (без шарниров) креплении лопастей возникают большие переменные изгибающие моменты на лопасти и большой момент крена на втулке НВ. Для устранения отрицательных влияний этих моментов лопасть крепится к втулке с помощью ГШ, момент на котором равен нулю. Маховое движение лопасть совершает под действием *подъёмной силы*, переменной в плоскости, проходящей через ось вращения НВ (плоскость *тяги винта* перпендикулярна плоскости вращения). При наличии ГШ на режиме висения угол взмаха лопасти постоянен и совпадает с углом конусности  $a_0$ . Нарастание скорости потока, обтекающего лопасть при её вращении от заднего по полёту положения к переднему, вызывает подъём лопасти вверх, а при дальнейшем её повороте и уменьшении скорости обтекания — опускание лопасти вниз. В результате сметаемая поверхность оказывается отклонённой от плоскости вращения назад (по отношению к направлению полёта) на угол  $a_1$ . Наличие **М. д. л.** вызывает увеличение *углов атаки* сечений лопасти в передней по полёту части диска винта и уменьшение — в задней. Такое изменение углов атаки приводит к наклону сметаемой поверхности вбок, в сторону лопасти, идущей вперёд, на угол  $b_1$ . В случае жёсткого крепления лопастей к втулке (т. н. жёсткий несущий винт) маховое движение всей лопасти отсутствует, а её конец совершает колебания относительно плоскости вращения за счёт изгибных деформаций. В случае крепления лопастей посредством упругих элементов (так называемый бесшарнирный винт с упругим креплением) **М. д. л.** ограничивается жёсткостью упругого элемента и совершается за счёт его изгибных деформаций. Такие НВ получили широкое распространение, особенно для вертолётов с небольшой массой (до 5000—6000 кг) вследствие значительной конструктивной простоты втулки и удобства технического обслуживания и эксплуатации.

*Лит.: Гессоу А., Мейерс Г., Аэродинамика вертолета, пер. с англ., М., 1954; Вертолеты. Расчет и*

проектирование, т. 1 — Аэродинамика, М., 1966; Теория несущего винта, М., 1973; [Акимов А. И.](#), Аэродинамика и летные характеристики вертолетов, М., 1988.

*Е. С. Вождаев.*

Маховое движение лопастей: скорости обтекания лопасти в режиме висения (1) и при горизонтальном полёте (2). Длины стрелок пропорциональны скоростям обтекания лопасти.

**маховское отражение** ударной волны — один из основных типов отражения ударных волн при их взаимодействии друг с другом или с твёрдой поверхностью. Характер отражения ударной волны 1 (см. рис.) от стенки зависит от угла падения  $\{\{\alpha\}\}$  и интенсивности волны. При достаточно малых  $\{\{\alpha\}\}$  возникает регулярное отражение 2, которое с увеличением  $\{\{\alpha\}\}$  переходит в маховское (поэтому **М. о.** иногда называют также **нерегулярным**, или **неправильным** отражением). **М. о.** характеризуется более сложной, чем при регулярном отражении, волновой структурой, включающей кроме падающей и отражённой ударных волн, ещё ударную волну Маха 4 и *тангенциальный разрыв* 3, причем все они пересекаются в одной точке (так называемой тройной точке).

Регулярное (а) и маховское (б, в) отражения ударных волн: а, б — нестационарная картина; в — стационарная картина.

**махолет**, **орнитоптер**, — летательный аппарат, крылья которого выполнены машущими с имитацией движения крыльев птицы или крыльев насекомого. Буквально орнитоптер означает «птицекрыл» (от греческого  $\{\{\delta\}\}$ nis, родительный падеж  $\{\{\delta\}\}$ nithos — птица и pter $\{\{\delta\}\}$ n — крыло). Это название относится к **М.**, действие крыльев которых напоминает движение крыла птицы. Орнитоптер или «прямокрыл» (от греческого orth $\{\{\delta\}\}$ s — прямой и pter $\{\{\delta\}\}$ n — крыло) — название тех аппаратов, которые используют для получения подъемной силы прямой «удар» плоскостью крыла при взмахе вниз. Взмах вверх у них является пассивным, поэтому крылья орнитоптера выполнены поворотными, складывающимися (в виде створок) или снабжаются клапанами. Кпд машущего крыла, по мнению *В. П. Ветчинкина*, соответствует 0,8—0,9 и приближается к кпд воздушного винта. Поэтому многие конструкторы исследовали возможность мускульного полёта на **М.** Первым известным проектом **М.** является предложенный *Леонардо да Винчи* проект орнитоптера (см. рис. в таблице I), приводимого в действие силой человека. В 1913 в России М. Д. Смурнов построил **М.** с моторным приводом. В 1934 в Осоавиахиме был организован Комитет по изучению гребного (машущего) полёта, координировавший работы по **М.** Моторные **М.** строили Д. В. Ильин (1958), А. В. Шиуков (1963). Однако в основном были построены мускульные **М.**, авторы — А. В. Шиуков (1908), Б. И. Черановский (БИЧ-16, 1934; БИЧ-18, 1937, см. рис. 1), В. Е. Татлин (1931), М. Г. Ляхов (1956, 1978), С. А. Топтыгин («Икар», 1958, 1959, 1962, 1972, см. рис. 2), В. М. Топоров («Истина», 1987). Большой теоретический вклад в изучение **М.** внесли советские учёные И. И. Виноградов и М. К. Тихонравов. За рубежом также созданы **М.** указанных типов. Наиболее известны: мускульный **М.** Харри ла Верн Туайнинг (1909, США), планеры с машущим крылом А. Липпиша (1930, Германия), дистанционно пилотируемые **М.** конструкции Пола Мак-Криды (1986, США). В 1986—1988 осуществлены устойчивые полеты **М.** с двигателями различных типов.

*Лит.:* Тихонравов М. К., Полет птиц и машины с машущими крыльями, 2 изд. М., 1949; Виноградов И. И., Аэродинамика птиц-парителей. М., 1951.

*А. А. Бадягин, Ю. В. Макаров.*

Рис. 1. Махолёт БИЧ-18 (СССР, 1937).

Рис. 2. Махолёт «Икар I» (СССР, 1959).

**Мацевич** Лев Макарович (1877—1910) — русский лётчик, капитан. Окончил Харьковский технологический институт (1901), Морскую академию в Петербурге (1906). После окончания

института был зачислен в корпус корабельных инженеров по Морскому министерству, с 1908 служил в Морском Техническом комитете, затем назначен в Отдел воздушного флота. Занимался проектированием самолета, выступал с предложениями о применении аэропланов в морском деле и разработке гидросамолёта. В 1910 направлен во Францию для приемки заказанных самолётов и двигателей, организации обучения русских офицеров в летных школах, там же окончил лётную школу А. Фармана. Возвратившись в Россию, много летал, продолжил работу над проектом самолёта. В сентябре 1910 совершил первые ночные полёты (одновременно с *М. Н. Ефимовым*). После ряда успешных полетов во время 1-го Всероссийского праздника воздухоплавания в Петербурге, выполняя очередной полёт 24 сентября (7 октября) погиб, выпав из разрушавшегося самолета (первая авиационная катастрофа в России). Портрет см. на стр. 327.

**Л. М. Мациевич.**

**мачта причальная** — совокупность сооружений и устройств для причаливания, стоянки, подготовки к эксплуатации *дирижабля* при нахождении его в порту или на площадке. В начальный период применения дирижаблей причаливание и маневрирование на земле для ввода в *элинг* и вывода из него осуществлялись весьма многочисленной наземной стартовой командой с сбрасываемых тросов (см. *Гайдрон*).

При наличии **М.** опускание дирижабля может проводиться имеющейся на ней лебёдкой, что позволяет, постепенно подтягивая дирижабль за гайдроп или стропу, закреплять его носовой узел на причальном шарнирном узле **М.**, допускающем флюгирование. Во время стоянки дирижабля на **М.** его кормовая часть опирается на специальную тележку или подгондольное опорное колесо. При этом осуществляются смена экипажа, снабжение дирижабля топливом, балластом, подъёмным газом, высадка и прием пассажиров, погрузка и разгрузка, профилактический осмотр и текущий ремонт.

**М.** могут быть стационарными и передвижными. Высота мачты определяется типом и размерами дирижабля. Причальный узел размещается в носовой части дирижабля, перед гондолой или снизу гондолы. Передвижные **М.**, самоходные или буксируемые при помощи тягачей с лебёдками, обеспечивают как стоянку дирижабля, так и возможность его перемещения по площадке, а также ввод в *элинг* и вывод из него. Различают **М.** с постоянной высотой и телескопические с изменяемой высотой для облегчения процесса причаливания и закрепления на Земле.

*Е. М. Милославский.*

**Самоходная телескопическая причальная мачта ферменной конструкции для жёстких дирижаблей.**

**Буксируемая причальная мачта для нежёстких дирижаблей.**

**машиностроительное конструкторское бюро «Гранит»** — берёт начало от ОКБ-45, образованного в 1945 при авиамоторном заводе №45 (позднее *Московское машиностроительное производственное объединение «Салют»*). В 1947—1956 в опытном конструкторском бюро под руководством *В. Я. Климова* были внедрены в серийное производство одни из первых в стране турбореактивных двигателей (РД-45, ВК-1, ВК-1Ф). В последующий период предприятие специализировалось на доводке, развитии и внедрении в серийное производство турбореактивных двигателей, разработанных в опытном конструкторском бюро *А. М. Люльки* (АЛ-7 и др.) и *С. К. Туманского* (Р15Б-300), а также на создании малогабаритных турбореактивных двигателей. С КБ связана деятельность *И. Г. Мецхваришвили*, *Э. Э. Лусса*, *Ф. В. Шухова*, *С. Р. Саркисова*. С 1963 название ОКБ-45-165, с 1966 — указанное название. В 1982 вошло в состав *Научно-производственного объединения «Сатурн»*.

**машиностроительный завод имени П. О. Сухого** — берёт начало от Государственного союзного завода №51 опытного самолётостроения, основан в 1940 в Москве (с октября 1941 по август 1943 находился в эвакуации в Новосибирске). В 1940—1944 разработки возглавлял *И. И. Поликарпов* (истребители И-185, ТИС, ИТП, бомбардировщик НБ, десантные планеры БДП, МП —

см. *Поликарпова самолёты*), а в 1944—1953 — *В. И. Челомей* (самолёты-снаряды). В 1953 завод передан воссозданному опытному конструкторскому бюро П. О. Сухого, имя которого предприятие носит с 1976 (ОКБ Сухого в 1940—1949 базировалось на других заводах). Здесь под руководством Сухого и его преемников *Е. А. Иванова* и *М. П. Симонова* спроектированы и построены самолёты Су-7, Су-7Б, Су-9, Су-11, Су-15, Су-17, Су-24, Су-25. Су-26, Су-27 — см. статью Су. Предприятие награждено орденами Ленина (1966), Октябрьской Революции (1976).

**машиностроительный завод имени М. В. Хруничева** — ведёт отсчёт от 1918, когда в связи с Первой мировой войной в Москву из Риги была перебазирована часть *Русско-Балтийского вагонного завода*. В 1918 на этой базе был образован 1-й Государственный бронетанковый завод, который выполнял ремонт танков и бронемашин, а в 1922 изготовил первые советские легковые автомобили. В 1923 территорию завода передали в концессию авиастроительной фирме *Г. Юнкерса*, а в 1927 здесь был основан Государственный авиационный завод №7, вскоре преобразованный в завод №22 имени 10-летия Октября. Одним из первых в стране он освоил серийное производство цельнометаллических самолётов. Строились разведчики Р-3, Р-6, истребитель И-4, бомбардировщики ТБ-1, ТБ-3, ДВ-А (И-209), СБ, Пе-2, пассажирские самолёты АНТ-9, АНТ-35, В 1933 заводу присвоено имя *С. П. Горбунова*. В 1928—1931 на территории завода базировался Отдел морского опытного самолётостроения (ОМОС), а в 1936 при заводе было создано КБ *А. А. Архангельского*. В октябре—ноябре 1941 завод №22 был перебазирован в Казань (ныне это *Казанское авиационное производственное объединение* имени С. П. Горбунова). В Москве в декабре 1941 на территории завода №22 образован авиационный завод №23, который до конца войны производил бомбардировщики Ил-4, Ту-2. В дальнейшем выпускал бомбардировщики Ту-4, М-4, ЗМ, а также вертолёты Ми-6, Ми-8. С 1961 завод носит имя М. В. Хруничева. В 60-х гг. началось производство ракетно-космической техники; завод строил орбитальные станции «Салют», «Мир», модуль «Квант», ракету-носитель «Протон». Предприятие награждено 2 орденами Ленина (1945, 1976), орденами Октябрьской Революции (1970), Трудового Красного Знамени (1957).

**машиностроительный завод «Сатурн»** — образован в 1946 на базе Московского завода опытного авиадвигателестроения №165. Указанное название носит с 1967. Проводит разработки в области авиационных реактивных двигателей (см. статью *АЛ*) и энергетических установок для ракетно-космических систем. С 1982 — головное предприятие *Научно-производственного объединения «Сатурн»*. С заводом связана деятельность *А. М. Люльки* (имя которого НПО носит с 1984), *Э. Э. Лусса*, *В. М. Чепкина*. Предприятие награждено орденом Трудового Красного Знамени (1976).

**Машковский** Степан Филиппович (1914—1958) — советский лётчик-испытатель, Герой Советского Союза (1941), полковник. В Советской Армии с 1936. Окончил Харьковскую военную авиационную школу пилотов (1937). Участвовал в боях на р. Халхин-Гол в 1939. Сбил 4 самолёта противника. В Великую Отечественную войну сбил 11 самолётов противника, один из них — тараном. С 1943 на испытательной работе в ЛИИ. Освоил более 60 типов и модификаций истребителей, бомбардировщиков, пассажирских и др. самолётов, в том числе 9 иностранных. Проводил испытания с целью доводки и определения лётно-технических характеристик многих самолётов, отработки их систем вооружения и оборудования, в том числе системы заправки топливом в полёте. Награждён 2 орденами Ленина, 2 орденами Красного Знамени, 2 орденами Отечественной войны 1-й степени, орденом Трудового Красного Знамени, 3 орденами Красной Звезды, медалями. Погиб при исполнении служебных обязанностей.

*Лит.:* Трокарев А. А., Герои пламенных лет, Донецк, 1985.

**С. Ф. Машковский.**

**маяк световой летательного аппарата** — бортовое светосигнальное устройство для обозначения летательного аппарата в воздухе и на земле; предназначается для предотвращения столкновения с другими летательными аппаратами во время полёта по маршруту, при посадке, а также при рулении по аэродрому. **М. с.** излучает прерывистые белые и красные импульсы. Различают два

вида **М. с. В** первом используется лампа накаливания с вращающейся отражательной системой, во втором — импульсная лампа, частоту вспышек которой определяет мультивибратор. Основные характеристики отечественных **М. с.** приведены в таблице. См. также *Огни аэронавигационные*.

Маяк	Угол рассеяния светового пучка, ...°, в плоскости		Число вспышек в 1 мин.	Сила света, кд
	Вертикальной	горизонтальной		
С лампой накаливания	30	360	40—90	До 200
С импульсной лампой	75	360	40—90	До 1500

**«МВБ»** — см. *«Мессершмитт-Бёльков-Блом»*.

**МГ** (мотор гражданский) — принятое в СССР в 30-х гг. обозначение авиационного поршневого двигателя, предназначенного для установки на гражданские самолёты. Под руководством М. А. Коссова на московском заводе №82 были созданы МГ-11 (номинальной мощностью 110 кВт), МП1Ф (125 кВт), МГ-21 (147 кВт), МГ-31 (221 кВт), МГ-31Ф (257 кВт), МГ-31Ф2 (294 кВт), МГ-40 (107 кВт). К двигателям серии МГ предъявлялись повышенные требования по надёжности и ресурсу.

**медицина авиационная** — раздел медицины, посвящённый изучению вопросов медицинского обеспечения авиационных полётов. **М. а.** — комплексная наука, которая включает такие направления, как авиационная физиология и парафизиология, гигиена и токсикология, психология, авиационная авариология, врачебно-лётная экспертиза со специальной функциональной диагностикой. Предметом исследований **М. а.** являются различные состояния организма; нормальные (утомление, стресс), пограничные (переутомление, хроническое утомление), паталогические (высотная, воздушная и декомпрессионная болезни, баротравма среднего уха и др.). К специфическим особенностям лётной деятельности относятся; необычная пространственная ориентировка, «навязанный» темп работы, большое нервно-эмоциональное напряжение и др. Лётный труд осуществляется в условиях, когда на организм оказывают влияние шум, вибрация, перегрузки, пониженное барометрическое давление в кабине летательного аппарата и пониженное парциальное давление кислорода во вдыхаемом воздухе и другие факторы. Задачами **М. а.** являются изучение условий деятельности и состояния здоровья лётного состава при выполнении полётов, а также влияния на организм различных факторов полёта; осуществление медицинского обслуживания членов экипажа и пассажиров; изучение медицинских и психологических вопросов безопасности полётов; исследований условий труда инженерно-технического состава и персонала управления воздушным движением и осуществление их медицинского обслуживания.

Оптимальное решение задач **М. а.** позволяет обеспечить сохранность здоровья и хорошую работоспособность лётного и инженерно-технического состава; улучшить условия труда персонала; содействовать долголетию лётных кадров; свести до минимума лётные происшествия из-за отклонений в состоянии здоровья и снижения работоспособности лётного состава; повысить безопасность полётов; способствовать созданию комфортных условий для пассажиров.

Практические задачи, решаемые **М. а.:** выявление противопоказаний для службы в авиации и медицинский отбор в авиационные училища; предполетный медицинский контроль для выявления лиц, по состоянию здоровья временно не соответствующих требованиям, необходимым для выполнения полета; разработка рекомендаций рационального построения программ конкретных полётов с целью предупреждения лётных происшествий, зависящих от особенностей личности лётчика; изучение причин лётных происшествий и предпосылок к ним, связанных с особым

состоянием лётчика в полётах, и разработка рекомендаций по профилактике таких состояний; разработка медицинских методов установления причин лётных происшествий; обоснование эргономических требований к рабочим местам членов лётного экипажа, к средствам и *системам жизнеобеспечения*, к техническим спасательным средствам (см. *Катапультирование, Носимый аварийный запас*), физиологическо-гигиеническое обоснование режима труда и отдыха лётного состава, его рационального питания, средств и методов повышения надёжности в деятельности лётного состава с помощью тренировок; исследование воздействия на организм различных факторов полёта и разработка средств профилактики профессиональных заболеваний (в том числе и для инженерно-технического наземного состава при выполнении работ, связанных с агрессивными веществами); участие в испытаниях новой авиационной техники для установления её соответствия медико-техническим требованиям и выявления особенностей её эксплуатации, требующих профилактических мероприятий, направленных на обеспечение продолжительного срока службы лётного состава («лётного долголетия»); научное обоснование мероприятий по сохранению жизни членов экипажа и пассажиров при вынужденном приземлении (медицина выживания), в том числе в безлюдной местности и неблагоприятных климато-географических условиях; разработка организационных принципов медицинского обеспечения экипажей в полётах, медицинского обслуживания пассажиров и лётно-технического состава на аэродромах; разработка показаний и противопоказаний к транспортировке по воздуху больных и раненых; исследование психологических вопросов лётного обучения, *психологической совместимости* членов экипажа и других вопросов авиационной психологии; обоснование физиологически-гигиенических требований к техническим средствам защиты организма от воздействия неблагоприятных факторов внешней среды, в том числе к кислородно-дыхательной аппаратуре, высотно-компенсирующим и противоперегрузочным костюмам; разработка обоснований для создания рациональной одежды при полётах в различных условиях; обоснование медицинских рекомендаций для обеспечения комфортных условий полёта пассажиров.

**В М. а.** используются методы соответствующих дисциплин общей медицины. Кроме того, применяются специальные методы *биотелеметрии*, моделирование с помощью различных стендов и устройств (*барокамер, центрифуг, тренажёров* и др.), на которых изучаются условия лётной деятельности; проводятся полёты на самолётах-лабораториях, оснащённых малогабаритной исследовательской аппаратурой; ведётся разработка способов повышения устойчивости к гипоксии и другим неблагоприятным влияниям, которым подвергается лётный и инженерно-технический состав. **М. а.** начала интенсивно развиваться и выделилась в самостоятельный раздел в начале XX в с появлением летательных аппаратов тяжелее воздуха. В основу **М. а.** легли наблюдения и исследования, выполненные в горах и при воздухоплавании на воздушных шарах, а также работы по отдельным проблемам медицины. В 1863 во Франции Д. Журдане установил причину *высотной болезни* — обеднение организма кислородом. В 1878 французский учёный П. Бер, проводя опыты в герметичной камере, подробно исследовал влияние на организм пониженного атмосферного давления. Существенных успехов в этой области достиг русский физиолог И. М. Сеченов, который в 1879 установил, что предельное парциальное давление кислорода в альвеолярном воздухе организма человека составляет 4 кПа и его снижение может быть смертельно опасным для человека. На этом выводе основывались все последующие исследования, связанные с созданием оптимальных условий для пребывания человека на больших высотах. Становление **М. а.** опиралось и на научные работы по физиологии и патологии организма животных и человека русских учёных В. В. Пашутина, И. И. Цибульского, В. М. Бехтерева, И. С. Цитовича. В развитие отечественной **М. а.** заметный вклад внесли советские ученые С. Э. Минц, А. П. Аполлонов, И. А. Вишневский, *В. И. Воячек*, И. М. Добротворский, Г. Г. Куликовский, Ф. Г. Кротков, А. В. Лебединский, В. Г. Миролюбов, *Л. А. Орбели*, И. Р. Петров, М. П. Бресткин, К. К. Платонов, А. П. Попов, Я. Ф. Самтер, А. А. Сергеев, *В. В. Стрельцов*, *Г. Л. Комендантов*, И. П. Симановский, И. И. Сиротинин, П. К. Собенников, В. А. Спасский, В. А. Скрыпин, К. Л. Хилов, А. В. Покровский, Д. Е. Розенблюм, А. А. Шишов и др. За рубежом значительные исследования в области **М. а.** осуществлены в США (Х. Армстронг, Л. Бауэр, П. Кэмпбелл, В. Р. Лавлейс, Дж. Марбартер, Дж. П. Степп), Великобритании (Дж. Холден,

Дж. Баркрофт, Л. Хилл, А. Дж. Бенсон), Франции (К. Бернар, П. Бер, Э. Марей, А. Мерсье, Ф. Виолет, Р. Гранпьер), Нидерландах (Дж. Йонгблед), Австрии (Г. Шуберт), Германии (Х. Динсгофен, Х. Стругхольд, З. Гератезоль, С. Руф, О. Гауэр), Бельгии (А. Алларт), Италии (Р. Маргарин, А. Моссо, А. Скано), Чехословакии (И. Дворжак), Польше (С. Бараньский) и других странах.

Одним из стимулов возникновения **М. а.** послужила необходимость внедрения медицинских критериев для получения авиаторами права управления самолётом. Совет Всероссийского аэроклуба 14 июля 1909 признал необходимым всем желающим членам аэроклуба совершать полёты только после их медицинского освидетельствования. Первый официальный документ «Расписание болезней, препятствующих службе в авиации», который служил для определения нежелательных и опасных отклонений в состоянии здоровья, был издан в 1910. Исследования авиационных врачей вначале были направлены главным образом на выявление критериев для отбора кандидатов в авиационные школы и на медицинское обеспечение безопасности полётов. С этой целью в начале 20-х гг. в авиационных школах были созданы психофизиологические лаборатории, в 1924 организована Центральная психофизиологическая лаборатория ВВС РККА. В 1935 создан Авиационный научно-исследовательский санитарный институт РККА, переименованный в 1936 в Институт авиационной медицины имени И. П. Павлова. В 1939 открыта кафедра авиационной медицины при Центральном институте усовершенствования врачей (Москва), при 2-м Московском медицинском институте был основан факультет для подготовки авиационных врачей. Авиационной тематикой занимались также научные учреждения Министерства здравоохранения СССР, Академия медицинских наук, Военно-медицинская академия имени С. М. Кирова (Ленинград) и др. К началу Второй мировой войны был накоплен большой опыт медицинского обеспечения высотных, скоростных, ночных, длительных полётов, полётов в сложных метеоусловиях. Особенно быстрое развитие **М. а.** получила в 40—50-е гг. в связи с бурным развитием авиационной техники, в том числе реактивной.

Проектирование и создание летательных аппаратов новых типов сблизило между собой многие проблемы авиационной и космической медицины, что создало предпосылки для возникновения авиакосмической медицины, которая, исследуя возможности организма человека в различных экстремальных условиях и определяя пределы функционирования его систем, разрабатывает меры его защиты.

В каждой стране, имеющей развитую авиацию, созданы институты авиационной медицины, проводятся съезды авиационных врачей. Международная академия авиационной и космической медицины, объединяющая национальные ассоциации авиационных врачей, проводит ежегодные международные конгрессы.

*Лит.:* Платонов К. К., Психология летного труда, М., 1960; Сергеев А. А.. Очерки по истории авиационной медицины. М.—Л., 1962; Теория и практика авиационной медицины, 2 изд., М., 1975; Авиационная медицина (учебник под ред. Н. М. Рудного и В. И. Копанева. Л., 1934; Руководство по авиационной медицине для врачей гражданской авиации, М., 1985; Авиационная медицина (руководство), М., 1986; Fundamentals of aerospace medicine, ed. by R. L. Dehart, Phil., 1985; Aviation medicine, 2 ed., ed. J. Enisting. P. King, L., 1988.

*П. К. Исаков, А. А. Гюрджиан.*

**медные сплавы.** В авиастроении, в частности в авиационном двигателестроении, **М. с.** широко применяются как *жаропрочные сплавы*, характеризующиеся сочетанием высоких значений тепло- и электропроводности, коррозионной стойкости и механических свойств. Жаропрочные **М. с.** используют при рабочих температурах до 400—600<sup>°</sup>С. При указанных температурах сплавы с более высокой температурой плавления, но меньшей теплопроводностью в ряде случаев эксплуатироваться не могут так как не обеспечивают достаточного теплоотвода.

Жаропрочные **М. с.** широко применяют в авиационной технике для паяно-сварных конструкций

(например, камер сгорания газотурбинных двигателей), различного рода теплообменников. Из жаропрочных **М. с.** изготавливают нагревостойкие проводники электрического тока, разъемы в электрических цепях, токоведущие пружины и упругие мембраны многих авиационных приборов. Требование сочетания повышенных механических свойств, электрической проводимости является противоречивым. Легирование, которым обеспечиваются повышенные прочность и жаропрочность, неизбежно приводит к понижению проводимости. Поэтому жаропрочные **М. с.**, как правило, являются низколегированными (суммарная концентрация легирующих элементов в них не превышает 5%).

Наибольшее применение нашли дисперсионно-твердеющие жаропрочные **М. с.** (см. *Дисперсноупрочнённые материалы*), упрочняющиеся в результате распада в процессе отпуска (старения) пересыщенного твёрдого раствора, получаемого закалкой от температур при которых компоненты сплава в значительной мере растворены в основе. Старение сплавов, связанное с выделением в медной матрице мелкодисперсных частиц фаз-упрочнителей, сопровождается улучшением прочностных свойств. Уменьшение количества растворимых атомов в матрице приводит одновременно к повышению тепло- и электропроводности. Типичный пример жаропрочных **М. с.** — хромовые бронзы, содержащие 0,4—1% хрома. Для повышения жаропрочности хромовые бронзы легируют цирконием, магнием, ниобием и другими элементами. Имеются сплавы, упрочнение и жаропрочность которых обеспечиваются силицидами кобальта или никеля, соединениями с бериллием.

Применяются также жаропрочные материалы, упрочнение которых обусловлено равномерно распределёнными в медной матрице дисперсными частицами оксидов, например, оксида алюминия. Такие дисперсноупрочнённые материалы по жаропрочности не уступают сталям, при этом их теплопроводность остаётся близкой к теплопроводности меди.

В ряде случаев в качестве жаропрочных **М. с.** используют твёрдые растворы на основе меди. Упрочнение в этом случае достигается холодной пластической деформацией. Чтобы такие сплавы были жаропрочными, растворённые элементы должны повышать температуру рекристаллизации. Примерами жаропрочных **М. с.**, упрочняемых наклёпом, являются сплавы с серебром, кадмием, цинком, магнием. Сплавы такого типа, хотя и широко используются, но не перспективны для применения в большом интервале температур или при значительных ресурсах работы.

В авиации находят применение и другие **М. с.** — главным образом латуни и бронзы (подшипники, радиаторы и т. д.).

*В. М. Розенберг.*

**международная авиационная федерация**, ФАИ (Fédération Aéronautique Internationale, FAI), — международный союз национальных авиационных организаций, групп или клубов. Главная задача — развитие спортивной авиации и космонавтики во всём мире. Основан на 1-й Международной конференции, проходившей 12—14 октября 1905 в Париже (Франция). На конференции были приняты Устав и Положение о ФАИ. ФАИ разрабатывает и утверждает правила международных соревнований, организует и осуществляет контроль за их проведением и регистрирует авиационные и космические рекорды (см. *Классификация летательных аппаратов ФАИ*). В состав ФАИ входят комиссии: авиационно-спортивная; авиации общего назначения; по планеризму; воздухоплавательная; авиамодельная; парашютная; по авиационно-космическому образованию; вертолётная; по астронавтике; по высшему пилотажу; медико-физиологическая; по конструированию летательных аппаратов конструкторами-любителями; свободного полёта (дельтапланеризма); микроавиации, а также комитеты: уставной, финансовый, по расширению членства, по связям с общественностью, по развитию бизнеса.

В 1990 ФАИ объединяла авиационные организации 78 стран мира. СССР в ФАИ с 1935; был представлен в ней *Федерацией авиационного спорта СССР*. Основные органы ФАИ: Генеральная конференция, Совет, постоянные или временные комиссии. Генеральная конференция (высший

орган ФАИ) решает финансовые, законодательные и исполнительные вопросы в соответствии с действующими Уставом и Положением. На Генеральных конференциях (проводятся ежегодно) избираются: президент, первый вице-президент, вице-президенты, генеральный казначей; утверждаются составы международных комиссий. Совет наделён правами Генеральной конференции в период между её созывами. Постоянные или временные комиссии создаются для изучения специальных вопросов, выдвигаемых Генеральной конференцией или Советом. ФАИ имеет свой флаг (радуга на белом фоне с буквами FAI ярко-голубого цвета, размер полотнища 2,5\*1,5 м) и эмблему. *Награды ФАИ* — медали и дипломы, которые присуждаются отдельным лицам, группам или организациям за активную работу, спортивные достижения и рекорды в области авиации и космонавтики. Кроме медалей и дипломов ФАИ вручает много других призов и кубков по видам авиационного спорта, например *Арести кубок*, *Нестерова кубок*. ФАИ финансируется за счёт ежегодных взносов государств — членов федерации. Официальные языки; английский, французский, русский, испанский. Штаб-квартира и Секретариат — в Париже.

Ю. А. Постников.

### Памятный знак участника конференции ФАИ (Москва, 1959).

**международная организация гражданской авиации**, ИКАО (International Civil Aviation Organization, ICAO), — специализированное учреждение ООН. Создана в 1944. Учредительным актом является *Чикагская конвенция 1944* о международной гражданской авиации. Местопребывание — Монреаль (Канада). Члены ИКАО (1990) — 162 государства (СССР с 1970). Согласно уставу цели ИКАО: развитие принципов и техники международной воздушной навигации; разработка и внедрение в практику унифицированных лётно-технических правил с целью повышения уровня безопасности и регулярности международных полётов. Деятельность ИКАО развивается в трёх основных областях: в **технической** — разработка, совершенствование и внедрение стандартов и рекомендаций, применяемых международной гражданской авиацией; в **экономической** — исследование международных пассажирских и грузовых перевозок, на основе которых вырабатываются рекомендации по вопросам ставок и сборов за пользование аэропортами и аэронавигационными средствами, а также порядка установления тарифов, применяемых на международных линиях; изучение вопросов упрощения формальностей при международных воздушных перевозках и т. д.; оказание постоянной технической помощи развивающимся странам Азии, Африки и Латинской Америки в создании собственных систем внутренних и международных перевозок; в **правовой** — разработка проектов новых конвенций по международному воздушному праву (под эгидой ИКАО проведён ряд конференций, на которых были приняты конвенции о повышении безопасности гражданской авиации и др.).

Высший орган ИКАО — Ассамблея (созывается один раз в 3 года), которая определяет общие направления деятельности ИКАО, утверждает отчёты Совета и программу его дальнейшей работы. Ассамблея избирает Совет ИКАО, членами которого являются 33 государства. Совет в праве подготавливать технические приложения к Чикагской конвенции; рассматривает разногласия между государствами по вопросам толкования этой конвенции, а также других соглашений в области воздушными сообщениями; издаёт статистические сборники; распоряжается финансами ИКАО; выделяет средства на техническую помощь государствам — членам ИКАО и др.

Основные рабочие органы ИКАО: Аэронавигационная комиссия, Авиатранспортный комитет, Юридический комитет, Комитет по совместной поддержке аэронавигационного обеспечения. Финансовый комитет, Комитет по незаконному вмешательству в деятельность гражданской авиации. Секретариат является постоянным органом ИКАО, в его состав входят 5 специализированных управлений; аэронавигационной, авиатранспортной, юридической, технической помощи и администрации, а также ряд секторов.

ИКАО имеет 6 региональных представительств: в Европе (местопребывание — Париж), на Ближнем Востоке и в Северной Африке (Каир), на Дальнем Востоке в Тихом океане (Бангкок), в Южной Америке (Лима), в Северной Америке и Карибском регионе (Мехико) и в Африке (Дакар).

ИКАО сотрудничает с другими международными организациями в области гражданской авиации; почти все межправительственные и неправительственные организации в области гражданской авиации пользуются в Ассамблее ИКАО статусом наблюдателя.

*Лит.:* Международное воздушное право, кн. 1—2, М., 1980—81.

*Г. М. Товлинцев.*

**международная стандартная атмосфера** (МСА) — гипотетическое вертикальное распределение температуры, давления и плотности воздуха в атмосфере Земли, которое по международному соглашению представляет среднегодовое и среднеширотное состояние. Составление первых МСА относятся к 20-м гг. XX в. В последующие годы в связи с ростом диапазонов скоростей и высот полётов наряду с основными термодинамическими параметрами в МСА стали указывать значения скорости звука, ускорения свободного падения, молярной массы воздуха, вязкости, длины пробега молекул и других параметров. Цель создания МСА — унификация исходных значений параметров атмосферы, используемых при расчётах и проектировании авиационной техники, обработке результатов геофизических и метеорологических наблюдений и для приведения результатов испытаний летательных аппаратов и их элементов к одинаковым условиям. Основой для расчёта параметров МСА служат уравнения статики атмосферы и состояния идеального газа (см. *Аэростатика, Барометрическая формула*). В 1961—1972 Комитет по исследованиям космического пространства (КОСПАР) издал три справочные атмосферы (С РА 1961, 1965, 1972), в которых ее параметры указаны в зависимости от широты, времени суток, солнечного цикла и др. В 1975 Международной организацией по стандартизации (ИСО) при участии КОСПАР и других организаций была издана МСА, построенная на основе результатов измерений с помощью метеорологических ракет (проект МСА был разработан совместно специалистами СССР и США). В 1982 ИСО опубликовала справочную атмосферу для использования в авиации, в которой представлены термодинамические параметры трёх широтных зон (полярный район, средние и тропические широты) до высоты 80 км.

В ряде стран на базе МСА создаются национальные стандартные атмосферы. Так, ГОСТ «Атмосфера стандартная», соответствующий международному стандарту, устанавливает средние числовые значения оси, параметров атмосферы для высот до 1200 км, для широты 45°32'33", соответствующие среднему уровню солнечной активности.

**международные авиационные организации транспортные** — делятся на межправительственные (ММАО) и неправительственные (МНАО). ММАО создаются государствами на основе международных договоров, которые определяют цели и задачи организаций, членство в них, права и обязанности их участников, структуру и компетенцию рабочих органов и т. д. ММАО признаются субъектами международного права. Они вправе заключать международные договоры с государствами и между собой и несут ответственность за соблюдение договоров, принимать рекомендации и другие юридические акты.

В зависимости от круга участников ММАО являются универсальными, например *Международная организация гражданской авиации* (ИКАО), или региональными (ЕКАК, Евроконтроль, АФКАК, АСЕКНА, КОКЕСНА, ЛАКАК, КАКАС). Они имеют похожую структуру: высший руководящий орган — Ассамблея, Пленарная сессия и т. п.; текущая деятельность ММАО обеспечивается исполнительными органами. При исполнительных органах в некоторых ММАО создаются подчинённые им специальные комитеты или комиссии, которые разрабатывают организационные, технические, административные, правовые вопросы деятельности гражданской авиации. Высшие руководящие органы ММАО во время сессий утверждают отчёты исполнительных органов, заслушивают доклады комитетов и экспертов, принимают резолюции, рекомендации.

**Европейская конференция гражданской авиации** (ЕКАК) создана в 1954, штаб-квартира в Страсбурге, члены ЕКАК — 22 европейских государства. Приём новых членов из числа европейских государств — только с общего согласия всех членов ЕКАК. Цели ЕКАК: содействие

сотрудничеству европейских государств в области воздушного транспорта для более эффективного и упорядоченного его развития, обеспечение систематизации и стандартизации общих технических требований к новому авиационному оборудованию, включая аэронавигационное оборудование и систему связи, исследование вопросов безопасности полётов, сбор статистических данных о лётных происшествиях. Высший руководящий орган — Пленарная конференция, высшие исполнительные органы — Координационный комитет и постоянные комитеты. Решения ЕКАК носят рекомендательный характер. ЕКАК сотрудничает более чем с 20 ММАО и МНАО, связанными с воздушным транспортом — ИКАО, ИАТА, ЕАРБ, Евроконтроль, ИКАА и другими — и обязана представлять годовые отчёты консультативной ассамблее Европейского Союза.

**Африканская комиссия гражданской авиации (АФКАК)** создана в 1969, штаб-квартира в Дакаре, члены АФКАК — 41 государство; ими могут быть любые африканские государства — участники Организаций африканского единства (ОАЕ) и заинтересованные в деятельности Экономии, комиссии ООН для Африки (ЭКА). Цели АФКАК: выработка общей политики государств — членов АФКАК в использовании гражданской авиации, обсуждение и планирование необходимых мероприятий по сотрудничеству и координации их деятельности в области гражданской авиации, содействие более эффективному использованию и совершенствованию африканского воздушного транспорта. АФКАК занимается также изучением вопросов стандартизации бортового оборудования и наземных средств, рассмотрением тарифов в Африке и другими вопросами. Высший орган АФКАК — Пленарная сессия, высший исполнительный орган — Бюро. Решения АФКАК носят консультативный характер. При выполнении поставленных задач АФКАК тесно сотрудничает с ОАЕ и ИКАО, а также может осуществлять сотрудничество с любой другой международной организацией в области гражданской авиации.

**Латиноамериканская комиссия гражданской авиации (ЛАКАК)** учреждена в 1973, штаб-квартира в Лиме, члены ЛАКАК — 19 государств. Члены ЛАКАК могут быть только государства Южной и Центральной Америки, включая Панаму, Мексику и государства, расположенные в бассейне Карибского моря. Цели ЛАКАК: сбор и публикация статистических данных об авиаперевозках по пунктам отправления и назначения, изучение тарифной политики в области воздушного транспорта, выработка рекомендаций по соблюдению тарифов при осуществлении международных авиаперевозок в регионе, по созданию собственного правового механизма, обеспечивающего соблюдение тарифов и наложение санкций, Высший руководящий орган — Ассамблея, высший исполнительный орган — Исполнительный комитет. ЛАКАК сотрудничает с ИКАО и другими международными организациями в области гражданской авиации. ЛАКАК — консультативный орган, поэтому её решения и рекомендации требуют одобрения каждого её члена.

**Совет гражданской авиации арабских государств (КАКАС)** создан в 1967, штаб-квартира в Рабате, члены — 20 государств. Членом КАКАС может быть любое государство — член Лиги арабских государств. Цели КАКАС: изучение международных стандартов и рекомендаций ИКАО, представляющих интерес для арабских стран, и международных соглашений в области гражданской авиации, руководство научными исследованиями по различным аспектам воздушного транспорта и аэронавигации, содействие распространению информации, урегулирование споров, разногласий между государствами — членами КАКАС, планирование обучения и подготовки специалистов из арабских стран по обслуживанию гражданской авиации. Деятельность КАКАС способствует повышению эффективности регулярных международных воздушных перевозок, выполняемых авиакомпаниями арабских государств, расширению внутренних и международных маршрутов, модернизации существующих аэронавигационных средств и применению современного оборудования для обслуживания воздушного движения в регионе. Высший руководящий орган — Совет, исполнительные органы — Исполнительный комитет и постоянные подкомитеты. КАКАС сотрудничает с ИКАО, АФКАК, ЕКАК и другими международными организациями в области гражданской авиации.

**Европейская организация по обеспечению безопасности аэронавигации (Евроконтроль)** создана в

1960, штаб-квартира в Брюсселе, члены — 10 европейских государств. Членство открыто для всех европейских стран при условии согласия всех членов Евроконтроля. Цели Евроконтроля — обеспечение аэронавигации и безопасности полётов, осуществление контроля и координации движения летательных аппаратов гражданской авиации и военно-воздушных сил в верхнем воздушном пространстве над территорией государств — членов Евроконтроля, разработка унифицированных правил полётов и деятельности аэронавигационных служб. Высший руководящий орган — Постоянная комиссия, состоящая из представителей государств в ранге министров гражданской авиации и обороны, высшие исполнительные органы — Агентство по обслуживанию воздушного движения, Комитет управляющих, Секретариат. Евроконтроль сотрудничает с ИКАО, ИАТА и другими международными организациями в области гражданской авиации.

**Агентство по обеспечению безопасности аэронавигации в Африке и на Мадагаскаре (АСЕКНА)** создано в 1960, штаб-квартира в Дакаре, члены АСЕКНА — 13 африканских государств. Членство открыто для африканских государств при условии согласия всех членов АСЕКНА. Цели АСЕКНА: обеспечение регулярности и безопасности полётов воздушных судов над территорией государств — членов АСЕКНА, управление, эксплуатация и содержание аэродромов, посредничество в оказании финансовой и технической помощи. Высший руководящий орган — Административный совет, высшие исполнительные органы — Гееральная дирекция, представительства. Решения совета обязательны для государств-членов. АСЕКНА сотрудничает с ИКАО в области подготовки и выполнения рекомендаций Ассамблеи ИКАО.

**Центральноамериканская организация по обслуживанию аэронавигации (КОКЕСНА)** создана в 1960, штаб-квартира в Тегусигальпе, члены КОКЕСНА — 5 центральноамериканских государств. Цели КОКЕСНА: обеспечение предусмотренного в региональном плане ИКАО аэронавигационного обслуживания полётов над территорией государств — членов КОКЕСНА и другими районами, указанными в международных соглашениях, модернизация аэропортов и аэронавигационного оборудования государств-членов. Высший руководящий орган — Административный совет, высшие исполнительные органы — Техническая комиссия, Секретариат. КОКЕСНА получает техническую помощь со стороны ИКАО и Агентства международного развития США, заинтересованного в этой организации, так как американским авиакомпаниям принадлежит большое число самолётов, обслуживаемых КОКЕСНА.

Деятельность МНАО, членами которых в большинстве случаев являются юридические лица (транспортные предприятия), посвящена специальным вопросам международных воздушных сообщений. Уставы МНАО определяют их цели, задачи, членство, права и обязанности членов организации, структуру и компетенцию рабочих органов, основные направления деятельности. МНАО в своей деятельности руководствуются внутренним законодательством и нормами международного права. МНАО активно сотрудничают с ИКАО, имеют в ИКАО статус наблюдателя. МНАО по заданиям ИКАО подготавливают экспертные заключения по вопросам их специализации.

**Международная ассоциация воздушного транспорта (ИАТА)** создана в 1945, штаб-квартира в Монреале, действительные и ассоциированные члены ИАТА — 188 авиапредприятий 117 стран. «Аэрофлот» — член ИАТА с 1989. Ассоциированными членами ИАТА являются авиакомпании, выполняющие внутренние перевозки, они пользуются в ИАТА совещательным голосом. С 1980 в ИАТА допускается «частичное» членство для тех авиапредприятий, которые не хотят участвовать в установлении тарифов на воздушные перевозки. Цели ИАТА: содействие развитию безопасного, регулярного и экономичного воздушного транспорта, поощрение авиационной коммерческой деятельности и изучение связанных с этим проблем, обеспечение развития сотрудничества между авиапредприятиями, принимающими участие в воздушных сообщениях. ИАТА обобщает и распространяет опыт экономической и технической эксплуатации авиалиний, разрабатывает типовые коммерческие соглашения между авиапредприятиями, организует согласование расписаний полётов между авиапредприятиями и их работу с агентами по продаже перевозок.

Высший орган — Общее собрание, исполнительный орган — Исполнительный комитет (им назначается генеральный директор). Должность президента, избираемого Общим собранием, в основном почётная. К основным органам ИАТА относятся также конференции по перевозкам, на которых разрабатываются пассажирские и грузовые тарифы и правила их применения, единые общие условия перевозок, стандарты обслуживания пассажиров, образцы перевозочной документации и т. д. Для вступления в силу тарифов, разработанных ИАТА, необходимо их одобрение заинтересованными правительствами. ИАТА тесно сотрудничает с ИКАО и другими международными организациями.

**Международная ассоциация гражданских аэропортов (ИКАА)** создана в 1962, штаб-квартира в Париже, действительных членов — 113 (208 аэропортов из 65 стран); ассоциированных — 19; почётных — 4. Аэропорт Шереметьево — член ИКАА. Основные задачи: содействие развитию сотрудничества между гражданскими аэропортами всех стран, выработке общих позиций членов ИКАА, а также развитию гражданских аэропортов в интересах воздушного транспорта в целом, ИКАА имеет специальный консультативный статус ООН по вопросам строительства и эксплуатации аэропортов. Высший орган — Генеральная ассамблея, руководящий орган — Административный совет, исполнительные органы — Исполнительные комитеты и Генеральный секретариат. Ассоциация сотрудничает с ИКАО, с фирмами — изготовителями авиационной техники и другими международными организациями.

**Международная федерация ассоциаций линейных пилотов (ИФАЛПА)** создана в 1948, штаб-квартира в Лондоне, члены ИФАЛПА — 66 национальных ассоциаций, в том числе Российские пилоты международных авиалиний. Цели ИФАЛПА: защита интересов пилотов и повышение их роли в развитии безопасной и регулярной системы воздушных сообщений, сотрудничества и единства действий пилотов гражданской авиации. ИФАЛПА способствует развитию авиационной техники, добивается, чтобы введение в эксплуатацию новых типов самолётов одновременно обеспечивало безопасные и удобные для пилотов условия труда. Федерация защищает профессией, интересы пилотов, оказывает помощь своим ассоциациям в установлении справедливых и обоснованных норм оплаты труда, продолжительности рабочего времени. Высший руководящий орган — Конференция, высший исполнительный орган — Бюро. ИФАЛПА активно сотрудничает с другими международными авиационными организациями.

**Международное общество авиационной электросвязи (СИТА)** создано в 1949, штаб-квартира в Брюсселе, члены — 206 авиакомпаний из 98 стран. «Аэрофлот» — член СИТА с 1958. Цели СИТА: изучение, создание, приобретение, применение и эксплуатация во всех странах средств, необходимых для передачи и обработки информации, связанной с работой авиакомпаний — членов СИТА. Высший руководящий орган — Генеральная ассамблея, высший исполнительный орган — Совет директоров, в состав которого входят генеральные директора авиакомпаний — членов СИТА. Из состава Совета директоров Генеральная ассамблея назначает Исполнительный комитет, который руководит текущей деятельностью общества. В своей деятельности СИТА сотрудничает с ИАТА.

**Международная федерация независимого авиатранспорта (ФИТАП)** создана в 1947, штаб-квартира в Париже, действительные и ассоциированные члены — 60 авиакомпаний 12 стран. Цели ФИТАП: координация деятельности авиакомпаний — члены ФИТАП и защита их интересов, в том числе частных предпринимателей по эксплуатации самолётов на международных линиях, устранение ограничений для частных немонополизированных авиакомпаний и изучение технических, экономических и правовых вопросов, коммерческой деятельности гражданской авиации. Высший руководящий орган — Генеральная ассамблея, высший исполнительный орган — Исполнительный комитет.

**Международная федерация ассоциаций диспетчеров воздушного движения (ИФАТКА)** создана в 1961, штаб-квартира в Амстердаме, члены — национальные ассоциации 32 стран. Цели ИФАТКА: повышение безопасности, эффективности и регулярности международного воздушного навигации,

содействие безопасности и планомерности системы контроля воздушного движения, поддержание высокого уровня знаний и профессиональной подготовки диспетчеров воздушного движения. Высший руководящий орган — Конференция, высший исполнительный орган — Совет.

**Международная ассоциация воздушных перевозчиков (ИАКА)** создана в 1971, штаб-квартира в Страсбурге, члены — 17 авиакомпаний 9 стран. Цели ИАКА; разработка способов и методов повышения эффективности участия в международных чартерных операциях, развитие воздушного движения путём повышения качества чартерных услуг, укрепление связи и сотрудничества между международными чартерными компаниями. Высший руководящий орган — Ассамблея, высший исполнительный орган — Исполнительный комитет. В своей деятельности ИАКА сотрудничает с ИКАО, ЕКАК, АФКАК, Евроконтролем.

**Международный совет ассоциаций владельцев воздушных судов и пилотов (ИОАПА)** создан в 1962, штаб-квартира в Вашингтоне, члены — национальные организации гражданской авиации 20 стран. Основные задачи: обеспечение координации взглядов и мнений ассоциированных членов Совета, развитие стандартизации с целью улучшения регулирования и руководства полётами; разработка рекомендаций по применению систем планирования с целью повышения безопасности полётов и эффективности воздушных перевозок. Высший руководящий орган — Управление Совета.

**Институт воздушного транспорта (ИТА)** создан в 1944, штаб-квартира в Париже, стал международной организацией в 1954, 390 членов из 63 государств: правительственные учреждения, эксплуатанты воздушного транспорта, изготовители воздушных судов или авиаоборудования, страховые общества, банки, высшие учебные заведения и т. п. Кроме того, членами ИТА могут быть частные лица. Цели ИТА: исследование экономических, технических и других проблем в области международного воздушного транспорта и туризма. Высший руководящий орган — Общее собрание, исполнительные органы — Административный совет и Дирекция. В своей деятельности ИТА поддерживает отношения с ИКАО, ИАТА и другими международными организациями.

**Европейское бюро воздушных исследований (ЕАРБ)** создано в 1952, штаб-квартира в Брюсселе, члены — 20 крупнейших западноевропейских авиакомпаний, осуществляющих около 95% всех воздушных перевозок в Европе. Цели ЕАРБ — изучение проблем улучшения развития коммерческого воздушного транспорта в Европе путём анализа статистических данных, координация работы авиакомпаний — членов ЕАРБ, способствующая противодействию конкуренции со стороны других авиакомпаний при эксплуатации воздушных линий на европейском континенте. ЕАРБ ежеквартально издаёт бюллетени, публикует отчёты и классификации европейских воздушных перевозок, сведения об их сезонных колебаниях, а также данные о развитии внутриевропейских пассажирских перевозок, обзоры всемирного состояния воздушного транспорта и сравнительный анализ его развития в Европе и США. Высший руководящий орган — Ассамблея, высшие исполнительные органы — Генеральный секретариат и Подготовительный комитет.

Сведения о членстве в **М. а. о.** относятся к началу 1990 г.

*Лит.:* Международное воздушное право, кн. 1—2. М., 1980—1981.

*Г. М. Тавлицев.*

**международный совет по авиационным наукам**, ИКАС (International Council on Aeronautical Sciences, ICAS), — международная внесударственная организация, образованная в 1967 по инициативе *Т. Кармана* для развития сотрудничества в области авиационных наук. В 1990 в ИКАС входили ведущие авиационные организации свыше 30 стран — по одной от каждой страны (СССР — с 1980). Членом ИКАС является Центральный аэрогидродинамический институт. По чётным годам ИКАС проводит конгрессы, в которых обычно участвует до 700 специалистов; в

докладах (около 200) обсуждаются актуальные проблемы авиационной науки и техники.

**международный фонд авиационной безопасности** (МФАБ) — независимая некоммерческая организация, ставящая целью охрану жизни и собственности пассажиров и авиакомпаний при воздушных перевозках. Основана в 1945. Главные направления деятельности МФАБ: обмен информацией и пропаганда достижений в обеспечении безопасности полётов; организация международных конференций и семинаров по наиболее важным аспектам авиационной безопасности и др. МФАБ изучает проблемы подготовки авиаторов, использования стареющих воздушных судов, применения микроволновой системы посадки, надёжности авиационных систем, математического моделирования авиационных происшествий, вызванных ошибками пилота и пр. Общее руководство МФАБ осуществляет правление, текущую работу выполняют президент и его аппарат. Среди коллективных членов ведущие авиационные компании и изготовители авиационной техники, страховые, учебные, правительственные и иные организации — всего более 500. Средства МФАБ образуются за счёт добровольных пожертвований и взносов коллективных членов. Штаб-квартира в Арлингтоне (штат Нью-Йорк) в США. Фонд авиационной безопасности СССР стал коллективным членом МФАБ с 1990.

**Меженинов** Сергей Александрович (1890—1937) — советский военачальник, комкор (1935). Окончил Казанское военное училище (1910), Академию Генштаба (1914), Киевскую школу летнабов (1916). Участник Первой мировой и Гражданской войн. В Красной Армии с 1918 (начальник штаба армии, командующий армией на Восточном, Южном и Западном фронтах). После войны начальник штаба и 1-й заместитель начальника Главного управления воздушного флота (1921—1924), помощник и заместитель начальника ВВС (1925—1931). В 1932—1933 начальник штаба Управления ВВС, в 1933—1937 заместитель начальника штаба Красной Армии и член Военного совета НКО СССР (с 1934). Автор многих трудов по вопросам военного применения авиации. Награждён орденом Красного Знамени. Необоснованно репрессирован; реабилитирован посмертно. *Портрет см. на стр. 333.*

**Соч.:** Вопросы применения и организации авиации, М., 1924; Воздушные силы в войне и операции, М.—Л., 1927.

**С. А. Меженинов.**

**Межерауп** Пётр Христофорович (1895—1931) — советский военачальник. Участник 1-й мировой и Гражданской войн. В Красной Армии с 1918. Окончил Егорьевскую авиационную школу (1919), курсы усовершенствования авиационного состава (1927). С 1918 военком Управления авиации к воздухоплавания 8-й армии, с 1919 командир Казанского авиаотряда, с 1921 — командир 5-го авиаотряда (в Карелии), с 1923 начальник ВВС Туркестанского фронта. В дальнейшем на командных должностях в ВВС. Руководил групповым перелётом 6 самолётов Р-1 (1924) по маршруту Ташкент — Термез — Кабул через Гиндукуш (самолёты были закуплены Афганистаном в СССР; первый перелёт на высоте свыше 5 тысяч м). В 1926 на самолёте Р-1 «Красная Звезда» совершил перелёт по маршруту Москва — Анкара (первый перелёт на самолёте сухопутного базирования над Чёрным морем). Награждён 3 орденами Красного Знамени, а также орденами Красного Знамени Хорезмской республики, Красной Звезды 2-й степени Бухарской народной республики. Погиб в авиационной катастрофе.

**П. Х. Межерауп.**

**«Мексикана»** (Mexicana, Compania Mexicana de Aviation de CV) — авиакомпания Мексики. Осуществляет перевозки внутри страны, а также в страны Южной и Центральной Америки и в США. Основана в 1921, одна из старейших в мире. В 1989 перевезла 8,2 миллионов пассажиров, *пассажирооборот* 10,54 миллиардов пассажиро-км. Авиационный парк — 42 самолёта.

**Мелькумов** Тигран Меликсетович (1902—1974) — советский учёный-теплотехник, профессор (1940), доктор технических наук (1940), заслуженный деятель науки и техники РСФСР (1957).

После окончания Бакинского политехнического института (1929) преподавал в нём. В 1932—1939 начальник моторного отдела НИИ ГВФ. Преподавал (1932—1969) на кафедре теории авиационных двигателей Военно-воздушная инженерная академия имени профессора Н. Е. Жуковского, а с 1941 руководил ею. В 1947—1952 — начальник Центрального института авиационного моторостроения, инициатор и организатор создания его экспериментальной базы. Государственная премия СССР (1950, 1968). Награждён орденами Красного Знамени, Отечественной войны 2-й степени, Трудового Красного Знамени, 2 орденами Красной Звезды, медалями.

**Т. М. Мелькумов.**

**Менделеев** Дмитрий Иванович (1834—1907) — русский химик, открывший периодический закон химических элементов (1869), разносторонний учёный, педагог и общественный деятель, член-корреспондент Петербургской АН (1876). В своей обширной и многогранной деятельности уделял значительное внимание вопросам воздухоплавания и авиации. В 1875 (задолго до практической реализации) выдвинул идею аэростата с герметичной гондолой для исследования верхних слоев атмосферы. В 1880 опубликовал классический труд «О сопротивлении жидкостей и о воздухоплавании», в котором дал критический обзор существовавших теорий сопротивления и изложил свои взгляды на проблему. 19(7) августа 1887 совершил самостоятельный одиночный полёт на свободном аэростате для наблюдения солнечного затмения и изучения верхних слоев атмосферы. **М.** — инициатор создания VII (воздухоплавательного) отдела Русского технического общества. Привлекался и в качестве эксперта-консультанта по оценке проектов летательных аппаратов. Как член комиссии по рассмотрению предложения А. Ф. Можайского о постройке самолёта выступал в поддержку его работ. Считал, что летательные аппараты тяжелее воздуха («аэродинамы»), имеют «наибольшую будущность».

**Д. И. Менделеев.**

**мёртвая петля** — то же, что *Нестерова петля*.

**Мессершмитт** (Messerschmitt) Вилли (1898—1978) — немецкий авиаконструктор и промышленник. В 1923 окончил высшую техническую школу в Мюнхене и в том же году основал фирму для производства лёгких транспортных и спортивных самолётов (см. «*Мессершмитт*»). Позднее **М.** полностью переключился на разработку военных самолётов, главным образом истребителей. В их числе истребители Bf 109 (Me 109, первый полёт в 1935), впервые применённый в военных действиях против Республиканской Испании, Me 163 (1941) с жидкостным реактивным двигателем, созданный совместно с А. Линпишем (Lippisch) Me 262 (1942) с двумя турбореактивными двигателями и др. С 1937 профессор высшей технической школы в Мюнхене. В 1945 эмигрировал в Испанию, где разработал ряд проектов самолётов. В 1956 воссоздал в ФРГ фирму, вошедшую в 1989 в концерн «*Мессершмитт-Бёльков-Блом*», где стал почётным председателем.

**В. Мессершмитт.**

**«Мессершмитт»** (Messerschmitt AG) — самолётостроительная фирма Германии (1938—1945) и ФРГ (1956—1968). Ведет начало от фирм «М.-флюгцойгбай» (Messerschmitt-Flugzeugbau Gesellschaft), основана в 1923 *В. Мессершмиттом*, и «Байерише флюгцойгверке» (Bayerische Flugzeugwerke AG), сменившей в 1938 название на «**М.**». В 1956 возобновила авиационное производство, в 1968 объединилась с фирмой «Бёльков» (Volkow GmbH), получив название «**М.-Бёльков**», в 1969 вошла в состав объединённой фирмы «*Мессершмитт-Бёльков-Блом*». Наиболее известным самолётом фирмы является Me 109 (Bf 109) — основной истребитель ВВС Германии в период Второй мировой войны (первый полёт в 1935, построено 30573, с учётом производства в других странах — свыше 33000, см. рис. в таблице XXI). Во время войны строились также истребители Me 110 (выпущено 5762) и Me 210, истребитель-бомбардировщик Me 410 (свыше 1160), десантный планёр Me 321 и военно-транспортный самолёт Me 323 с шестью поршневыми двигателями. В 1942 создан опытный стратегический бомбардировщик Me 264 с четырьмя поршневыми

двигателями, рассчитанный на достижение территории США. С 1943 фирма «М.» серийно выпускала перехватчик Me 163 с жидкостным реактивным двигателем (свыше 360, рис. в таблице XXII), с 1944 — двухдвигательный реактивный истребитель и бомбардировщик Me 262 (1433, см. рис. в таблице XXII). С 1956 восстановленная фирма «М.» выпускала по лицензии тренировочные самолёты Фуга «Мажистер», истребители-бомбардировщики Локхид F-104G и Фиат G-91 для НАТО, участвовала в программе опытного сверхзвук, истребителя вертикального взлёта и посадки VJ 101. Основные данные некоторых военных самолётов фирмы приведены в таблице.

Ю. Я. Шилов.

Табл.— Военные самолёты фирмы «Мессершмитт»

Основные данные	Истребители				Военно-транспортный самолет Me 323 D-1	Истребитель-бомбардировщик Me 410 A-1	Перехватчик Me 163 В
	Me 110 C-1	Me 109 E-1	Me 109 K-4	Me 262 A-1a			
Первый полёт, год	1938	1939	1943	1944	1942	1943	1943
Число и тип двигателей	2 ПД	1 ПД	1 ПД	2 ТРД	6 ПД	2 ПД	1 ЖРД
Мощность двигателя, кВт	760	823	1080	-	850	1300	-
Тяга двигателя, кН	-	-	-	8,83	-	-	16,7
Длина самолёта, м	12,3	8,7	8,92	10,6	28,6	12,4	5,7
Высота самолёта, м	4,12	3,4	3,4	3,85	9,6	3,7	2,74
Размах крыла, м	16,2	9,9	9,9	12,5	55	16,4	9,32
Площадь крыла, м <sup>2</sup>	38,5	16,4	16,2	21,7	300	36,2	19,6
Взлётная масса максимальная, т	6,75	2,45	3,36	6,925	45	10,76	4,31

Масса пустого самолёта, т	5,2	2,01	-	3,795	28	6,15	1,98
Боевая (перевози мая) нагрузка, т	-	-	-	-	9,8	0,5—1	-
Максима льная дальност ь полёта, км	1300	660	584	1050	1300	1690	80—100
Максима льная скорость полёта, км/ч	510	570	728	868	232	624	900
Потолок, м	10000	10450	12500	11450	4000	7000	12000
Экипаж, чел.	2	1	1	1	7	2	1
Вооруже ние:							
Пушки	1X20 мм	-	1X30 мм	4X30 мм	2X20 мм	2X20 мм	2X30 мм
Пулемет ы	1X15 мм, 2X7,9 мм	4X7,9 мм	2X13 мм	-	5X13 мм	2X7,9 мм; 2X13 мм	-

**«Мессершмитт-Бёльков-Блом»**, МВБ (Messerschmitt-B{{o}}lkow-Blohm GmbH, MBV), — авиационно-космическая фирма ФРГ. Образована в 1969 в результате слияния фирм «Мессершмитт-Бёльков» (Messerschmitt-Bolkow GmbH) и «Гамбургер флюгцойгбау» (Hamburger Flugzeugbau GmbH; см. «Блом унд Фосс»). В 1980 поглотила фирму «Ферайтингс флюгтехнише верке», в 1989 вошла в объединение «Дойче аэроспейс». Вела разработку и производство военных самолётов и вертолётов, транспортных самолётов, космических систем, управляемых ракет и другого оружия, электронного и промышленного оборудования. Имеет дочерние фирмы. Основные программы 80-х гг.: производство истребителя-бомбардировщика «Торнадо» (в консорциуме «Панавиа»), широкофюзеляжных пассажирских самолётов А330, А310 и А320 (в консорциуме «Эрбас индастри»), военно-транспортных самолётов С-160 (в консорциуме «Трансаль»), тренировочных самолётов, дистанционно-пилотируемых летательных аппаратов, вертолетов Во 105 (рис. в таблице XXXIV), ВК 117 (совместно с Японией; см. рис.), управляемых ракет и других видов оружия, спутников, участие в западноевропейских программах создания ракеты-носителя «Ариан», космической лаборатории «Спейс-лэб», истребителя 90-х гг. ЕФА,

пассажирского самолётов А330 и А340 в постройке экспериментального истребителя Х-31 (с США), в разработке вертолётов нового поколения (с рядом стран).

### Многоцелевой вертолёт ВК 117.

**местная воздушная линия** (МВЛ) — коридор в воздушном пространстве, предназначенный для полётов летательных аппаратов при осуществлении местных авиационных сообщений. МВЛ устанавливаются, как правило, в нижнем воздушном пространстве. В нашей стране различают МВЛ 1-й категории — для полётов на выделенных эшелонах (шириной не более 10 км) и 2-й категории — для визуальных полётов на высоте ниже нижнего эшелона (см. *Эшелонирование*). МВЛ называют также линиями местного значения. Перевозки на МВЛ играют важную роль в социально-экономическом развитии районов со слабой сетью наземных сообщений.

**металлизация летательного аппарата** — соединение токопроводящими деталями элементов конструкции и агрегатов летательных аппаратов для обеспечения между ними надёжного электрического контакта. **М.** предназначена для устранения создающих радиопомехи искривления между частями летательных аппаратов с разными электрическими потенциалами, а также для обеспечения неразрушающего протекания тока по конструкции летательного аппарата в момент поражения молнией. **М.** подлежат все металлические конструкции и оборудование площадью более 0,2 м<sup>2</sup> или длиной более 0,5 м, а на внешней поверхности летательного аппарата — конструкции с размерами более 0,1 м. К элементам **М.** относятся также устройства электрического соединения корпуса летательного аппарата с грунтом во время руления, на стоянке, а также с заправщиком топлива. Для выполнения **М.** используются крепёжные детали (заклёпки, болты, винты, хомуты), гибкие проводники (перемычки, шины) к замки крепления. Металлические конструкции, соединённые с помощью сварки и пайки, в **М.** не нуждаются. Для обеспечения **М.** в клёпаных швах конструкции 10% заклёпок должны быть не анодированы. В местах соприкосновения металлических поверхностей, где по каким-либо причинам нельзя осуществить **М.**, для избежания появления переменного контакта металлической поверхности разделяют изоляционными материалами.

Контроль **М.** осуществляется в процессе сборки элементов конструкции. Переходные сопротивления между корпусом и открывающимися элементами конструкции замеряются в их закрытом положении, в шарнирах перемещающихся конструкций — в двух крайних положениях.

**метан**, СН<sub>4</sub>, — насыщенный углеводород парафинового ряда. В стандартных условиях **М.** — газ без цвета и запаха, относится к пожаро- и взрывоопасным веществам. Молекулярная масса 16,04 кг/кмоль, температура плавления 90,66 К, температура кипения 111,67 К, критическая температура 190,7 К, критическое давление 4,64 МПа, плотность при температуре кипения 424,5 кг/м<sup>3</sup>, низшая теплота сгорания 50045 кДж/кг, теплота испарения 511,25 кДж/кг, стехиометрический коэффициент 17,19 кг воздуха/кг метана, температура самовоспламенения 545{°}С, температура начала термического разложения 400—700{°}С, концентрационные пределы распространения пламени в метановоздушных смесях при нормальных условиях 5,3—15% **М.** (по объёму). **М.** — главная составная часть природного газа (до 99%) и рудничных газов; его получают из природного газа и газов нефтепереработки, газификацией твердых топлив. Широко используется в качестве бытового и промышленного топлива, а также сырья для нефтехимии. Возможное авиационное топливо (см. *Криогенное топливо*).

**метацентрическая высота** — расстояние по вертикали от центра масс погружённого в жидкость или газ тела до точки приложения равнодействующей сил давления на поверхность тела (метацентр). **М. в.** является мерой статической устойчивости плавающего тела; одна из важных характеристик гидросамолётов, аэростатов, дирижаблей. Для обеспечения статической устойчивости необходимо, чтобы **М. в.** имела положительное значение (метацентр выше центра масс).

**метеоризм высотный** (от греческого meteorismos — поднятие вверх, вздутие) — увеличение

объёма газов в желудочно-кишечном тракте человека при подъёме его на высоту, обусловленное разницей давлений в кишечном тракте и в окружающей среде (см. *Декомпрессия*). **М. в.** сопровождается резкими болями в животе, отрыжкой, учащением сердцебиения и т. д. Для предотвращения **М. в.** рекомендуется накануне полётов исключить из рациона питания продукты, способствующие брожению и образованию газов, — квас, квашеную капусту, блюда из бобовых злаков (гороха, фасоли), чёрный хлеб и т. п.

**метеорологическая дальность видимости** — расстояние, при котором под воздействием атмосферной дымки теряется видимость абсолютно чёрной поверхности, имеющей на этом расстоянии угловые размеры не менее 0,3 градуса и проектирующейся на фоне неба (дымки) у горизонта. **М. д. в.** является условной характеристикой оптического состояния атмосферы. **М. д. в.** измеряется инструментально или визуально по заранее выбранным ориентирам.

На практике потребителя чаще интересует видимость не абсолютно чёрной поверхности, а конкретных объектов, например видимость различных объектов взлетно-посадочной полосы (см. *Видимость на ВПП*).

**метеорологические приборы и оборудование** — технические средства, используемые в практике наблюдений за погодой и получения количественных характеристик состояния атмосферы. Основные виды наблюдений за метеорологическими условиями взлёта и посадки летательного аппарата и полёта их по маршруту производятся с помощью следующих **М. п. и о.**

**Анемометр** — используется для определения скорости движения воздуха. Для измерения горизонтальной составляющей скорости ветра независимо от его направления используется анемометр с вертушкой — приёмной частью в виде четырёх полых полушарий, закрепленных на вертикальной оси. Погрешность измерения анемометров — 0,1 м/с и менее. При исследованиях атмосферы используются нанометрический анемометр (скорость воздушного потока определяется по разности динамических и статических давлений — *Пито трубка, приёмники воздушных давлений*) и термоанемометры (скорость потока определяется по степени охлаждения и, следовательно, изменения омического сопротивления помещённой в него нагретой электрическим током металлической нити). Для одновременного измерения скорости и направления ветра используют **анеморумбометры**, представляющие собой комбинацию анемометра и флюгарки того или иного типа, ориентирующей прибор по направлению ветра. Измерение давления осуществляют барометрами и анероидами. В авиационной метеорологии наибольшее распространение получили **ртутные барометры** чашечного и сифонно-чашечного типов, принцип действия которых основан на уравнивании атмосферного давления весом столба ртути, расположенного в вертикальной трубке. Используемые в авиационной метеорологии барометры такого типа имеют погрешность измерения абсолютного давления до 0,2 гПа. Достаточно широкое применение нашли **анероиды**, принцип действия которых основан на измерении меняющейся при изменении атмосферного давления деформации (прогиба) металлической мембраны, закрывающей металлическую коробку, из которой откачен практически весь воздух. Анероиды менее чувствительны, чем жидкостные барометры, и имеют погрешность измерения давления не лучше 1 гПа.

Для определения влажности воздуха в авиационной метеорологии в основном используются **аспирационные психрометры**, принцип действия которых основан на учёте эффекта охлаждения тела при испарении жидкости с его поверхности. Состоит из двух термометров, помещённых в защитную металлическую оправу, и вентилятора, обеспечивающего обдувание термометров исследуемым воздухом с постоянной скоростью (около 2 м/с). Один из термометров измеряет температуру исследуемого воздуха. Второй термометр измеряет некую условную температуру — его приёмный резервуар обёрнут смоченным в воде батистом. При испарении воды с поверхности батиста происходит охлаждение приёмного резервуара второго термометра. Степень охлаждения зависит от влажности воздуха. По показаниям «сухого» и «смоченного» термометров влажность воздуха определяется с помощью специальных психрометрических таблиц.

**Регистратор дальности видимости (РДВ)** — обеспечивает измерение и регистрацию на ленте самописца *метеорологической дальности видимости* в светлое и тёмное время суток. Принцип действия основан на сравнении двух световых потоков от одного источника света: один из потоков проходит через заданный слой атмосферы и с помощью призмённого отражателя возвращается в прибор на фотоэлемент, второй попадает на фотоэлемент через специальную оптическую систему внутри прибора. Погрешность измерения достигает 2%.

**Наземный импульсный световой измеритель высоты нижней границы облаков (ИБО)** — прибор для определения расстояния до нижней кромки облаков посредством определения времени прохождения световым импульсом расстояния от передатчика (излучателя) до нижней границы облаков и обратно до приёмника световых импульсов. Инструментальная погрешность измерения высоты  $H$  нижней кромки облаков находится в пределах  $(10 + 0,1 H[\text{м}])$  м для высот от 50 до 1000 м.

**Метеорологический радиолокатор (МРЛ)** — специализированный радиолокатор для получения информации об атмосфере и протекающих в ней процессах. Принцип действия основан на оценке степени ослабления принятого эхо-сигнала по сравнению с сигналом, излучаемым самим МРЛ. К МРЛ предъявляются специфические требования, обусловленные особенностями метеорологических целей: исключительно большим диапазоном изменения отражающей способности; значительными вертикальными и горизонтальными размерами, как правило превышающими геометрические размеры зондирующего импульса; относительно малой скоростью движения и большой пространств, изменчивостью. Всё это требует передатчиков большой мощности, приёмников большой чувствительности, а также антенн с большим коэффициентом направленного действия. Антенны МРЛ вращаются в горизонтальной (от 0 до 360{{°}}) и вертикальной (от 0 до 90{{°}}) плоскостях. МРЛ позволяет собирать информацию с площади радиусом до 300 км.

**Система радиозондирования атмосферы (СРА)** — комплекс оборудования для сбора информации о температуре и влажности воздуха, скорости и направлении ветра на различных высотах; состоит из следующих компонентов: радиозонд — прибор, включающий в себя датчики температуры, влажности и давления, а также устройство для преобразования параметров окружающего воздуха, измеряемых с помощью этих датчиков, в радиотелеметрический сигнал и передачи его на приёмное наземное устройство; поднимается в атмосферу с помощью латексной оболочки, наполненной водородом или гелием, до высот 30—40 км; приёмное наземное устройство — включающее в себя радиолокатор для приёма радиосигналов радиозонда (обеспечивает также сопровождение радиозондов на расстояние до 200—250 км от точки выпуска), определения его текущих координат, и вычислительный комплекс для обработки телеметрической информации, обработки данных и выдачи результатов.

**Метеорологический спутник** — искусственный спутник Земли для сбора информации о состоянии атмосферы и снабжённый аппаратурой для измерения интенсивности излучения Земли и её атмосферы в различных диапазонах длин волн. Существует два типа метеорологических ИСЗ — полярноорбитальные и геостационарные. Полярноорбитальные ИСЗ движутся по орбитам, проходящим через полярные районы, и ведут «просмотр» Земли по виткам. Полоса просмотра имеет ширину 1000 км и более. Для получения регулярной информации необходимо присутствие на орбите нескольких ИСЗ одновременно. Информация серий последовательных витков компонуется в «монтажи», позволяющие анализировать состояние атмосферы над большими территориями. Геостационарные метеорологические ИСЗ летают по орбитам, проходящим над экваториальными районами, угловая скорость их перемещения совпадает с угловой скоростью движения Земли и спутник находится всё время над одной и той же точкой её поверхности. Для получения информации по всему земному шару необходимо присутствие на орбите нескольких спутников. Частота съёма информации составляет 0,5 ч, что позволяет детально анализировать развитие во времени процессов в атмосфере. Известны отечественные метеорологические спутник «Метеор», зарубежные — «ГОЕС», «НОАА» (США), ГМС (Япония), «Метео-сат» (Европейское

космическое агентство) и др.

*А. А. Ляхов.*

**метеорологическое обеспечение гражданской авиации** — в нашей стране осуществляется Комитетом по гидрометеорологии и его органами на местах. Основная задача — обеспечение безопасности, регулярности и эффективности полётов посредством предоставления экипажам воздушных судов, органам управления воздушным движением, планирования и обеспечения полётов метеорологической информацией, необходимой для выполнения их функции. Непосредственное обеспечение осуществляется аэродромными метеорологическими органами. К ним относятся авиаметеорологические центры (АМЦ), авиа метеорологические станции (АМС) и оперативные группы (ОГ). Они осуществляют наблюдения за метеорологическими условиями на аэродроме, составляют прогнозы погоды по аэродромам, маршрутам и районам полётов, консультируют и предоставляют полётную метеорологическую документацию экипажам летательных аппаратов и другим потребителям, связанным с производством полётов, обмениваются информацией с другими метеорологическими органами, обучают и инструктируют авиационный персонал, ведут техническое обслуживание метеорологических приборов, изучают климатические условия обслуживаемых районов полётов, контролируют работу подразделений, привлечённых к подаче метеорологической информации. При выполнении своих функций аэродромные метеорологические органы используют информацию, получаемую от различных метеорологических органов, в том числе выпускаемые авиационные прогностические карты погоды зональных авиаметеорологических центров (ЗАМЦ), Главного авиаметеорологического центра (ГАМЦ), Регионального центра зональных прогнозов (РЦЗП, Москва), а также данные зарубежных метеорологических органов и банков оперативных метеорологических данных (см. *Всемирная система зональных прогнозов*).

**метеорология авиационная** (от греческого *met*{*έο*}{*γ*α — небесные явления и *logos* — слово, учение) — прикладная дисциплина, изучающая метеорологические условия, в которых действуют летательные аппараты, и влияние этих условий на безопасность и эффективность полётов, разрабатывающая методы сбора и обработки метеорологической информации, подготовки прогнозов и метеорологического обеспечения полётов. По мере развития авиации (создание новых типов летательных аппаратов, расширение диапазона высот и скоростей полётов, масштаба территорий для выполнения полётов, расширения круга задач, решаемых с помощью летательных аппаратов и т. д.) перед **М. а.** ставятся новые задачи. Создание новых аэропортов и открытие новых авиационных трасс требует проведения климатических исследований в районах предполагаемого строительства и в свободной атмосфере вдоль планируемых маршрутов полётов с целью выбора оптимальных решений поставленной задач. Изменение условий вокруг уже существующих аэропортов (в результате хозяйственной деятельности человека либо под воздействием естественных физических процессов) требует постоянного изучения климата существующих аэропортов. Тесная зависимость погоды у земной поверхности (зона взлёта и посадки летательного аппарата) от местных условий требует проведения специальных исследований по каждому аэропорту и разработки методов прогноза условий взлёта и посадки практически для каждого аэропорта. Основные задачи **М. а.** как прикладной дисциплины — повышение уровня и оптимизация информационного обеспечения полётов, повышение качества предоставляемого метеорологического обслуживания (точности фактических данных и оправдываемости прогнозов), повышение оперативности. Решение этих задач достигается путем совершенствования материально-технической базы, технологий и методов наблюдения, углубленным изучением физики процессов формирования важных для авиации явлений погоды и совершенствования методов прогноза этих явлений.

*А. А. Ляхов.*

**механизация крыла** — комплекс устройств в передней и (или) задней частях крыла для изменения его *аэродинамических характеристик*. Работа всех элементов **М. к.** основана на *управлении*

*пограничным слоем* на поверхности крыла и (или) изменении *кривизны профиля*. **М. к.** позволяет улучшить взлётно-посадочные и маневренные характеристики летательного аппарата, увеличить его полезную нагрузку и повысить безопасность полёта. **М. к.** обеспечивает повышение общей подъёмной силы как за счёт повышения *подъёмной силы* основной части крыла, так и за счёт подъёмной силы элемента механизации; подъёмная сила механизированного крыла на взлётно-посадочных *углах атаки* может быть в 2—3 раза выше подъёмной силы крыла без механизации. Элементами механизации передней части крыла (рис. 1) являются поворотные носки, *предкрылки*, носовые щитки, *Крюгера щитки* и их комбинации. Элементами механизации задней части крыла (рис. 2) являются поворотные *закрылки*, *щелевые закрылки* (без выдвигания, выдвигаемые одно-, двух-, трёхщелевые), *Фаулера закрылки*, поворотные и скользящие (выдвигаемые) щитки. Эффективность элементов **М. к.** зависит от относительных размеров, формы и положения относительно основной части крыла.

Элементы механизации передней части крыла обеспечивают ликвидацию *срыва потока* на крыле при больших углах атаки, то есть повышают критические углы атаки летательного аппарата. Наиболее эффективными элементами механизации передней кромки являются предкрылки, автоматически отклоняющиеся при выходе самолета на большие углы атаки. В 1939—1945 на самолётах с прямыми крыльями использовались неуправляемые предкрылки автоматически отклоняющиеся при выходе самолёта на большие углы атаки. Применялись также предкрылки, жёстко связанные с носком крыла и образующие с ним нерегулируемую в полёте щель. В последние годы на самолётах стали применяться предкрылки и щитки Крюгера, управление которыми синхронно связано с управлением закрылками.

Наиболее эффективными и распространёнными элементами механизации задней части крыла являются щелевые выдвигаемые закрылки (они увеличивают кривизну и площадь несущей поверхности. В 1939—1945 в виду простоты конструктивного исполнения наибольшее распространение имели простые (поворотные) щитки, позже — одно-, двух- и трёхщелевые выдвигаемые закрылки. См. также статью *Энергетическая механизация крыла*.

*Лит.:* Голубев В. В., Труды по аэродинамике, М.—Л., 1957; Красильщиков П. П., Практическая аэродинамика крыла, М., 1973 (Труды ЦАГИ, в. 1459)

Рис. 1. Схема механизации передней части крыла. 1 — поворотные носки; 2 — носовой щиток; 3 — щиток Крюгера; 4 — предкрылок.

Рис. 2. Схемы механизации задней части крыла: 1 — тормозной щиток; 2 — поворотный щиток; 3 — скользящий щиток; 4 — поворотный закрылок; 5 — щелевой поворотный закрылок; 6 — выдвигаемый щелевой закрылок; 7 — закрылок Фаулера; 8 — двухщелевой закрылок; 9 — двухщелевой закрылок в комбинации с интерцептором; 10 — трёхщелевой закрылок.

**механика жидкости и газа** — см. в статье *Гидродинамика*.

**механика разрушения** — раздел механики, в котором изучаются, используемые в летательных аппаратах конструкционные материалы и их способность сопротивляться разрушению под действием внешних сил при наличии усталостных трещин и различных технологических и эксплуатационных дефектов. Основные исследования в области **М. р.** посвящены разработке методов предотвращения разрушения материалов при эксплуатации. При решении задач в **М. р.** используется комплексный подход к проблеме разрушения, основанный на сочетании методов *механики сплошных сред* с методами экспериментальной и теоретической физики и химического металловедения, математической теории упругости и строительной механики. Поведение авиационной конструкции, повреждённой трещиной или имеющей производственный, (эксплуатационный) дефект типа трещины, обычно может быть разделено на две стадии: устойчивое развитие трещины под действием переменных нагрузок; окончательное разрушение (так называемым долгом) конструкции при однократном нагружении. При этом задачами **М. р.** являются оценка скорости роста усталостной трещины и определение остаточной прочности, то

есть определение разрушающей нагрузки для конструкции, повреждённой трещиной. В зависимости от свойств материалов и условий нагружения элементов авиационных конструкций различают хрупкое разрушение, характеризуемое относительно малой зоной пластической деформации в окрестности вершины развивающейся трещины, и квазихрупкое разрушение, характеризуемое более значительным размером зоны пластической деформации у вершины трещины. **М. р.**, базирующаяся на результатах строгого математического анализа упругих напряжений и деформаций вблизи вершины трещины в случаях хрупкого и квазихрупкого разрушений, называют **линейной М. р.** Основным параметром, используемым в линейной **М. р.**, — коэффициент интенсивности напряжений  $K_c$ , который является параметром аналитических выражений, описывающих напряжённо-деформированное состояние вблизи вершины трещины. Для случаев хрупкого и квазихрупкого разрушений состояние нестабильного роста трещины определяется критическими значениями коэффициента интенсивности напряжений  $\{\{\Delta\}\}K$ , которые для элементов конструкций в зависимости от их размеров, свойств материалов и условий нагружения находятся опытным путём.

При устойчивом росте трещин в случае действия переменных нагрузок скорость роста усталостных трещин оказывается достаточно хорошо коррелированной с амплитудой  $\{\{\Delta\}\}K$ . Параметры зависимости скорости роста трещин от  $\{\{\Delta\}\}K$  являются характеристикой материала.

Для исследования трещиностойкости материала при значительных зонах пластической деформации состояние нестабильного роста трещин определяется на основании оценки размера раскрытия трещины в её вершине с использованием значений интегралов  $J$ , пропорциональных плотности высвобождаемой энергии пластической деформации при разрушении конструкции.

Результаты исследований, основанные на методах, предлагаемых **М. р.**, используются на этапах проектирования и эксплуатации летательных аппаратов при решении задач, связанных с обеспечением остаточной прочности авиационных конструкций с учётом длительности роста усталостных трещин (см. также *Эксплуатационная живучесть*).

*С. И. Галкин.*

**механика сплошных сред** — изучает движение и равновесие газов, жидкостей и деформируемых твёрдых тел. Моделью реальных тел в **М. с. с.** является *сплошная среда* (СС); в такой среде все характеристики вещества являются непрерывными функциями пространственных координат и времени. При деформации СС её частицы (их размеры значительно больше размеров атомов и молекул, но значительно меньше характерных размеров исследуемой теоретически или экспериментально системы) механически взаимодействуют между собой и с окружающими среду границами. Наряду с механическими взаимодействиями в некоторых случаях существенны взаимодействия немеханической природы — тепловое, химическое и др., а также взаимодействие среды с заполняющим пространство полем — электромагнитным, гравитационным, которое тоже может рассматриваться как особого рода СС.

Для описания поведения деформируемой СС вводят, помимо плотности, ряд параметров, характеризующих состояние её частиц; **кинематические параметры** — вектор перемещения и вектор скорости частицы, тензор её деформации и *тензор скоростей деформации* и др.; **динамические параметры** — *тензор напряжений*, тензор скоростей изменения напряжения и др.; **термодинамические параметры** — внутреннюю энергию, энтропию, температуру и др.; **параметры физико-химического состояния** — удельные электрические заряд, намагниченность и поляризации, концентрации отдельных химических компонентов и т. д.

Проблема построения конкретных моделей СС состоит в установлении системы определяющих среду величин и системы соотношений между ними, а также различных дополнительных условий, которые позволяют сформулировать математические задачи о нахождении законов движения частиц и законов изменения всех интересующих в конкретных условиях механических, физико-химических и других характеристик среды при её движениях и деформациях.

При теоретическом изучении движений конечных объёмов среды система определяющих соотношений представляет собой конечную систему дифференциальных или интегральных, интегро-дифференциальных функциональных уравнений, в которых искомыми функциями являются введённые параметры частиц среды, а независимыми переменными — координаты точек пространства, где происходит движение среды, и время (так называемая точка зрения Эйлера на движение среды) или координаты (числа), индивидуализирующие отдельные частицы (например, координаты частиц среды в начальный момент времени), и время (так называемая точка зрения Лагранжа на движение среды).

При построении частных моделей СС используются общие физические законы и определённые дополнительные гипотезы феноменологического характера, опирающиеся на теоретические предпосылки к данным опытов. Прежде всего используются основные законы механики — законы сохранения массы и импульсов (см. *Сохранения законы, Импульсов теорема, Неразрывности уравнение*). В случаях, когда система определяющих параметров содержит внутренний момент количества движения частиц, необходимо независимо от уравнения импульсов использовать дополнительно уравнение моментов импульса. В большом числе важных случаев одних только уравнений механики для описания движений СС недостаточно — необходимо добавить к ним закон сохранения энергии (см. *Энергии уравнение*), уравнения электродинамики, уравнения физико-химической кинетики.

Для нахождения решений уравнений **М. с. с.** должны быть сформулированы граничные или краевые условия. Оказывается также, что в рамках некоторых моделей **М. с. с.** не удаётся получить решение математических задач в классе непрерывных функций, а необходимо искать его в классе обобщённых функций с разрывами непрерывности на некоторых поветях. На поверхности разрыва с двух её сторон параметры среды должны быть связаны определёнными условиями (см. *Контактная поверхность, Разрывы гидродинамические, Тангенциальные разрывы*). Эти условия, как и краевые условия, также получаются на основе использования законов сохранения массы, импульса, энергии и — в соответствующих случаях — законов электродинамики, физической химии и т. д.

Первые математические модели **М. с. с.** возникли ещё в XVIII в. Это — *модель идеальной жидкости* в гидродинамике и модель идеально упругого тела в механике твёрдых деформируемых тел. Позднее, в начале XIX в., в гидродинамике появилась модель несжимаемой вязкой жидкости — ньютоновская жидкость (см. *Ньютона теория обтекания*). Методы решения задач механики с использованием этих классических моделей **М. с. с.** достигли высокой степени совершенства и позволяют получать значительные результаты при изучении явлений природы и в технических приложениях. Так, теория упругости (механика идеально упругого тела) является и сейчас основой расчёта многих машин и сооружений. Механика идеальной и ньютоновской жидкостей служит основой многих расчётных методов в проблемах аэродинамики к авиастроения, судостроения, гидроэнергетики и др.

Однако поведение многих материалов в реальных условиях не описывается закономерностями, лежащими в основе классических моделей **М. с. с.** (см., например, статью *Реального газа эффекты*). В связи с этим классические модели механики идеальной и ньютоновской жидкостей потребовали развития на случаи, когда существенными являются сжимаемость среды, явления теплопроводности и диффузии, выделение теплоты вследствие химических реакций, перенос излучения и др. (см., например, *Кинетика физико-химическая, Переноса явления*), что привело к появлению новых моделей. Развитие этих моделей механики идеальной и вязкой жидкости стимулировалось задачами авиационной, ракетной и космической техники, энергетики, химической технологии, двигателестроения, лазерной техники и др. и привело к выделению самостоятельных областей механики жидкости и газа, таких, как *газовая динамика*, теория тепломассообмена в движущихся средах, теория горения газов, радиационная газодинамика и др.

Проблемы астрофизики, термоядерного синтеза, создания магнитогидродинамических

генераторов, технологических процессов с использованием жидких металлов и другое стимулировали развитие моделей механики жидкости и газа, учитывающих электромагнитные и гравитационные взаимодействия среды и поля, и привели к обособлению таких областей механики жидкости и газа, как теория низкотемпературной и высокотемпературной плазмы, магнитогидродинамика, электрогидродинамика (см., например, *Электромагнитные явления*), механика магнитных жидкостей и др. В механике деформируемого твёрдого тела разработаны и широко используются модели пластического тела, учитывающие возникновение остаточных (не исчезающих после снятия нагрузки) деформаций в теле, подверженном достаточно большим нагрузкам, и модели, учитывающие ползучесть тел, то есть нарастание деформаций со временем при неизменных внешних нагрузках. Продолжающееся развитие этих моделей вызывается потребностями машиностроения (в том числе авиастроения) и строительства в связи с увеличением напряжённости конструкций и, следовательно, ростом требований к их прочности как при обычных, так и при повышенных температурах (см. *Тепловая прочность*). Так возникли области механики твёрдого деформируемого тела: теория пластичности, теория ползучести, теория вязкоупругости и вязкопластичности, теория деформирования *композиционных материалов* и др. Одна из серьёзных проблем механики твёрдого деформируемого тела — создание моделей СС и схем явлений, позволяющих предсказывать *разрушение конструкций*. Эта задача всё ещё не имеет удовлетворительного решения. На пути её разрешения развиваются теории хрупкого разрушения (см. *Механика разрушения*), усталости, старения материалов и др.

В классических моделях **М. с. с.**, а также и во многих современных моделях рассматриваются однородные среды. Однако многие среды являются макроскопически неоднородными (гетерогенными) и в некоторых из них необходимо учитывать относительное движение элементов среды. В таких случаях в **М. с. с.** вводятся модели взаимопроникающих сплошных сред. В этих моделях один и тот же объём пространства считается заполненным двумя или более СС, каждая из которых имеет свою плотность и свои значения определяющих параметров. Между заполняющими пространство средами существуют различные виды взаимодействия — механическое, тепловое и др. Примерами гетерогенных сред могут служить всевозможные смеси твёрдых, жидких и газообразных частиц; суспензии твёрдых частиц в жидкостях, эмульсии, водонасыщенные грунты, смеси порошкообразных материалов различной структуры (например, *Порошковые материалы*), композиционные материалы и т. п.

Одна из основных проблем **М. с. с.** состоит в адекватном приведении механических задач к задачам математическим. Так как во многих даже относительно простых случаях математические задачи **М. с. с.** оказываются неразрешимыми имеющимися математическими средствами, то к **М. с. с.** относят и исследования, связанные с разработкой математических методов решения задач **М. с. с.** Эти исследования, с одной стороны, состоят в возможном видоизменении и упрощении самих систем определяющих уравнений к постановок задач для них, а с другой — в разработке новых математических методов и алгоритмов решения сформулированных задач.

Задачи **М. с. с.** во многих случаях связаны с большим объёмом вычислений. Поэтому в **М. с. с.** всегда использовались наиболее совершенные вычислительные методы и вычислительная техника. Наряду с теорией атомных реакторов **М. с. с.** была первым крупным пользователем ЭВМ и продолжает оказывать сильное влияние на развитие современных вычислительных методов и вычислительной техники.

Одним из наиболее эффективных общих методов построения новых моделей СС, неоднократно использовавшимся и ранее, является вариационный метод. При помощи этого метода удаётся объединить на общей основе различные феноменологические и статистические подходы к построению механических и термодинамических моделей сплошных сред.

*Лит.:* Жермен П., Механика сплошных сред, пер. с франц., М., 1965; Трусделл К., Первоначальный курс рациональной механики» сплошных сред, пер. с англ., М., 1975; Ильюшин А. А., Механика сплошной среды, 2 изд., М., 1978; Седов Л. И., Механика сплошной среды, 4 изд., т. 1-2, М., 1983-

Г. Г. Чёрный.

**Мецхваришвили** Николай Георгиевич (1911—1965) — советский конструктор авиационных двигателей, доктор технических наук (1965). Окончил МАИ (1936). Работал в Центральном институте авиационного моторостроения и в КБ на авиамоторных заводах. С 1956 главный конструктор. В ОКБ-45 руководил внедрением в серийное производство первых советских турбореактивных двигателей РД-45 и ВК-1 В. Я. Климова, разработкой первого советского двигателя с форсажной камерой и регулируемым соплом (ВК-1Ф). В ОКБ-500 под руководством М. разработаны и внедрены в серийное производство модификации турбореактивного двигателя Р11-300 С. К. Туманского. Двигатели М. устанавливались на самолётах А. И. Микояна, С. В. Ильюшина, А. С. Яковлева, П. О. Сухого. Ленинская премия (1962), Государственная премия СССР (1952). Награждён 2 орденами Трудового Красного Знамени, орденом Красной Звезды, медалями.

**Ми** — марка вертолётов, созданных в ОКБ, возглавлявшемся М. Л. Милем (см. *Московский вертолётный завод имени М. Л. Миля*). При жизни Миля марка (рис. 1) присваивалась вертолёту при запуске его в серию. Основное направление деятельности предприятия — создание вертолётов одновинтовой схемы (от лёгких до сверхтяжёлых) и разработка на основе базовых вертолётов модификаций различного назначения, Исключение — вертолёт В-12, спроектированный по двухвинтовой поперечной схеме. Вертолёты Ми могут быть отнесены к четырём поколениям: с порневыми двигателями (Ми-1, Ми-4), с газотурбинными двигателями со свободной турбиной (Ми-6, Ми-10, Ми-10, Ми-2, Ми-8), с газотурбинными двигателями со свободной турбиной и улучшенными лётно-техническими и экономическими характеристиками (Ми-8МТ, Ми-14, Ми-17, Ми-24) и, наконец, с широким применением в конструкции несущих винтов композиционных материалов (Ми-26, Ми-28, Ми-34). Основные данные вертолётов марки Ми приведены в таблице.

Развитие ОКБ началось с создания трёхместного вертолёта Ми-1 (1948), положившего начало крупносерийному производству вертолётов в СССР и их широкому практическому использованию. В конструкции Ми-1 (рис. 2 и рис. в таблице XXIV) отражён опыт создания экспериментальных вертолётов и автожиров Центральным аэрогидродинамическим институтом в предшествующие годы. Первоначально в Центральном аэрогидродинамическом институте под руководством Миля была спроектирована натурная геликоптерная установка (НГУ) для аэродинамических исследований полноразмерного *несущего винта* (НВ). Лопастей НВ НГУ имели традиционную для автожиров смешанную конструкцию: лонжерон — стальная стыкованная труба, деревянные нервюры и обшивка из фанеры и полотна. Фюзеляж выполнен в виде ферменной конструкции с лёгкой дуралюминовой обшивкой. В дальнейшем НГУ легла в основу Ми-1; были использованы элементы ее конструкции (НВ, фюзеляж), что существенно ускорило создание вертолёта. Ми-1 имеет трёхлопастные НВ и *рулевой винт*, общую для лётчика и двух пассажиров кабину, трёхколёсное шасси с носовым колесом, семицилиндровый (принудительно охлаждаемый) поршневым двигатель АИ-26В. В основе конструкции втулки НВ — схема с разнесёнными горизонтальными и вертикальными шарнирами. В ходе работы над вертолётном была решена проблема обеспечения усталостной прочности элементов конструкции, работающих в условиях больших знакопеременных нагрузок. При создании Ми-1 применён ряд оригинальных решений: спроектирована система Управления НВ с инерционными демпферами. Разработана противообледенительная система (ПОС) лопастей несущего и рулевого винтов, что расширило диапазон применения вертолёта. В процессе доводки и серийного выпуска вертолёта его конструкция совершенствовалась: системы управления *общим шагом* НВ и двигателем объединены в единую систему «шаг — газ»; состыкованный из отдельных труб лонжерон лопастей смешанной конструкции заменён цельным лонжероном холоднокатаной стальной трубы переменного сечения. Впоследствии была создана новая цельнометаллическая лопасть с прессованным дуралюминовым лонжероном, а в системы управления НВ включены необратимые гидроусилители. Ми-1 выпускался массовой серией (1950—1966). Было построено несколько

тысяч вертолётов различных модификаций: учебно-тренировочные, санитарные, четырёхместные для народного хозяйства (Ми-1НХ), в варианте с поплавковым шасси для китобойной флотилии «Слава», сельскохозяйственные, несколько модификаций специального назначения. Вертолёт Ми-1 широко применялся в народном хозяйстве страны, а также использовался в качестве учебного вертолёта в аэроклубах. На вертолётах Ми-1 установлено 27 мировых рекордов. Большое число вертолётов было продано в 12 стран мира. В 1957—1966 вертолёты по лицензии строились в Польше.

Ми-4 (рис. 3 и рис. в таблице XXV) — транспортный вертолёт с поршневым двигателем АШ-82В. При разработке вертолёта применена компоновка с размещением поршневого двигателя наклонно в носовой части, а экипажа над ним. Это позволило расположить просторную грузовую кабину в центре тяжести вертолёта. Наличие створок и трапа в задней части грузовой кабины позднее стало общепринятым в мировой практике. Грузовая кабина вмещает 16 пассажиров или автомобиль ГАЗ-67Б. Ми-4 существенно отличался от Ми-1 не только по своим весовым параметрам, но и по конструкции: использован полумонококовый фюзеляж, а в систему управления включены гидроусилители во всех четырёх каналах управления. Для вертолёта разработан редуктор НВ, рассчитанный на выходной крутящий момент 60 кНм. Вертолёт снабжён жидкостной ПОС, оборудованием для полётов ночью и в сложных метеоусловиях. В процессе создания и доводки Ми-4 решены многие научно-технические проблемы: устранён *флаттер* лопастей НВ, обеспечена динамическая прочность несущего и рулевого винтов, значительно увеличен ресурс ряда агрегатов и в первую очередь лопастей НВ. Лопастей смешанной конструкции, применявшиеся на первом этапе эксплуатации, имели ресурс 150 ч. Введение индукционной закалки лонжерона, упрочнение его наружной и полировка внутренних поверхностей, приклейка каркаса вместо его пайки и ряд других конструктивно-технологических мероприятия позволили довести ресурс лопасти до 1000 ч. Позднее была создана металлическая лопасть на основе пресованного лонжерона из алюминиевого сплава и приклеиваемого каркаса с сотовым наполнителем. Ресурс такой конструкции доведён до 2500 ч. Вертолёт Ми-4 спроектирован, построен и испытан практически за один год. При этом его серийное производство началось одновременно с постройкой опытного образца и продолжалось 14 лет (1952—1966). По своим лётно-техническим данным и грузоподъёмности он существенно превосходил зарубежные вертолёты того же класса. Разработаны различные модификации вертолёта: транспортный, санитарный, морской, полярный, сельскохозяйственный и др. Ми-4 качественно изменяли работу геологов в труднодоступных районах Крайнего Севера и Дальнего Востока. Оборудованный внешней подвеской вертолёт использовался в качестве летающего крана. На Ми-4 установлено 8 мировых рекордов. На Всемирной выставке в Брюсселе (1958) вертолёт удостоен диплома и золотой медали. В 1956—1966 свыше 700 вертолётов Ми-4 было продано в 34 страны мира.

В июне 1954 ОКБ приступило к разработке тяжёлого транспортного вертолёта Ми-6 с двумя газотурбинными двигателями Д-25В (рис. 4 и рис. в таблице XXVI). Взлётная масса свыше 40 т. Наиболее тяжёлые зарубежные вертолёты того времени имели максимальную взлётную массу около 14 т. Переход от Ми-4 к Ми-6 был качественным скачком, который привёл к пересмотру применявшихся в ОКБ технических решений. С Ми-6 началось развитие в СССР вертолётов с газотурбинными двигателями. Для обеспечения высоких скоростей полёта была разработана комбинированная несущая система (НВ — крыло). Ми-6 — первый в мире вертолёт, превысивший в 1961 скорость 300 км/ч, которая в то время считалась предельной для аппаратов подобного типа. Рекорд (320 км/ч) был отмечен вручением ОКБ международного приза имени *И. И. Сикорского* как «признание выдающегося достижения в области вертолётостроительного искусства». Компоновочная схема Ми-6, повторенная во многих отечественных и зарубежных образцах, была признана классической. Сложнейшими проблемами его проектирования были создание НВ и главного редуктора. Разработка НВ (диаметром 35 м), способного поднять в воздух вертолёт с максимальной взлётной массой до 44 т (в рекордных полётах до 48 т), явилась выдающимся достижением науки и техники. Для НВ была разработана принципиально новая цельнометаллическая лопасть, состоящая из стального лонжерона и секционного каркаса. Секции

крепятся к лонжерону практически в одном сечении и поэтому не нагружаются при общем изгибе лопастей. Это освобождает каркас от значительных переменных нагрузок. Первоначально лонжерон собирался из трёх стальных труб. В дальнейшем, благодаря успехам отечественного трубопрокатного производства, была изготовлена цельнотянутая труба переменного сечения с переменной толщиной стенок, позволившая заменить трудоёмкий и более тяжёлый сборный лонжерон. Технология изготовления трубы-лонжерона постоянно совершенствовалась с целью увеличения динамической прочности и ресурса; улучшались также конструкция каркаса и его крепление к лонжерону. В результате ресурс лопасти доведён до 1000 ч. Лопасты снабжены электротепловой ПОС. Были решены важные проблемы и при создании главного редуктора. На основе компоновки, выполненной в ОКБ Миля, конструкторский коллектив, руководимый *П. А. Соловьёвым*, разработал дифференциально-планетарный редуктор, обеспечивающий передачу мощности 8100 кВт от двух двигателей с крутящим моментом на выходе 570 кНм. На втулке НВ впервые в практике ОКБ применены гидравлические демпферы вертикальных шарниров, в шасси — двухкамерные стойки с системой перетекания, что позволило кардинально устранить «земной резонанс». Установка автопилота, дополнительного навигационного оборудования и включение в состав экипажа штурмана позволили использовать Ми-6 в любое время суток и практически в любую погоду. Наличие электротепловой ПОС на лопастях НВ и на входах в двигатели, жидкостной ПОС рулевого винта давали возможность совершать полёты на вертолёт в условиях обледенения при температурах до  $\sim 15^{\circ}\text{C}$ . Основным вариантом вертолёт — транспортный. Предназначен для перевозки крупногабаритных грузов внутри кабины или на внешней подвеске. На специальных откидных сидениях можно перевозить 65 человек. Широкое применение Ми-6 нашёл при освоении природных богатств Западной Сибири, где использовался при перевозке тяжёлых грузов и в качестве летающего крана при монтаже различных сооружений. Ми-6 строился серийно до 1980. В 1964—1978 поставлялся за рубеж. На вертолёт Ми-6 установлено 16 мировых рекордов.

В 1960 на базе Ми-6 разработан вертолёт Ми-10 (рис. 5 и рис. в табл. вт XXVII). В его конструкции использованы несущий и рулевой винты с системами их управления, силовая установка, трансмиссия и другие агрегаты вертолёт Ми-6. В основу положен принцип перевозки крупногабаритных грузов вне фюзеляжа с использованием на взлёте эффекта влияния земли, что существенно увеличило грузоподъёмность вертолёт. Для этого разработана оригинальная конструкция четырёхколёсного шасси с колеёй свыше 6 м и высотой до фюзеляжа 3,75 м (при полностью нагруженном вертолёт). Высокое шасси позволило вертолёту «наруливать» на грузы высотой до 3,5 м (эта операция контролировалась с помощью телеустановки, экран которой расположен в кабине пилотов). Для крепления груза на стойках шасси установлены специальные гидравлические захваты, управляемые из кабины пилотов или с переносного пульта. При наличии большого числа мелких грузов предусмотрена специальная платформа, закрепляемая на тех же гидрозахватах. По бокам грузовой кабины установлено 23 откидных сидения для перевозки пассажиров. Ми-10 способен транспортировать крупногабаритные грузы длиной 20 м, высотой до 3,5 м, шириной 5 м, массой 12 т. Вертолёт строился малой серией. На Ми-10 установлено 8 мировых рекордов.

В 1965 на базе Ми-10 создана его модификация — вертолёт-кран Ми-10К (рис. в таблице XXVIII); он имеет укороченное шасси и обращённую назад вторую кабину лётчика (подвесную, расположенную под передней частью фюзеляжа) с органами управления. При проведении монтажных и погрузочно-разгрузочных работ один из пилотов переходит в подвесную кабину, садится лицом к грузу и берёт управление «на себя». Ми-10К нашёл применение при монтаже буровых установок и другого оборудования в газонефтепромысловых районах Тюменской области. С его помощью выполнены уникальные монтажные работы при строительстве и реконструкции промышленных предприятий.

Создание вертолёт Ми-2 (рис. 6 и рис. в таблице XXVII) и Ми-8 (рис. 7 и рис. в таблице XXVII) с газотурбинным двигателем со свободной турбиной — качественно новый этап в развитии вертолёт лёгкого и среднего классов. Они пришли на смену вертолёт Ми-1 и Ми-4. Ми-2 —

лёгкий вертолёт с двумя *ГТД-350*. Ми-2 существенно превосходил Ми-1 по скорости и грузоподъёмности (при тех же размерах) и имел значительные преимущества перед зарубежными вертолётами того же класса, которые в то время строились только однодвигательными. Двухдвигательная схема для лёгких вертолётов, впервые применённая на Ми-2, получила всеобщее признание. Ми-2 разработан специально для народного хозяйства. Строился в нескольких вариантах: транспортный (оборудован внешней подвеской, а также стрелой и электролебёдкой), пассажирский (рассчитан на перевозку 8 пассажиров), сельскохозяйственный (оборудован аппаратурой для опрыскивания или опыливания химикатами полей, садов, виноградников и лесов), учебно-тренировочный (оборудован двойным управлением). Строился по лицензии в Польше. На вертолёте Ми-2 установлено 2 мировых рекорда.

Ми-8 — вертолёт среднего класса с двумя газотурбинными двигателями *ТВ 2-117*. Имея несущий винт того же диаметра, что и Ми-4, Ми-8 значительно превосходит его по грузоподъёмности, скорости и производительности. Для Ми-8 был спроектирован пятилопастный НВ, разработанный на базе цельнометаллическое модифицированной лопасти вертолёта Ми-4, что позволило существенно снизить трудоёмкость изготовления и увеличить её ресурс. В конструкции вертолёта применён жёсткий рулевой винт на карданном подвесе с металлопластиковыми лопастями, в фюзеляже использованы крупногабаритные дуралюминовые штамповки и клеесварные соединения, созданы оригинальная система рычажной внешней подвески, принципиально новая конструкция капотов и т. д. Комплект пилотажно-навигационного оборудования, автопилот и ПОС позволяют использовать вертолёт в любых метеоусловиях. Силовая установка вертолёта оборудована автоматической системой регулирования, обеспечивающей поддержание частоты вращения НВ в заданных пределах и синхронизацию работы двигателей. Основным вариантом вертолёта — транспортный (Ми-8Т). Позволяет перевозить грузы в кабине и на внешней подвеске. Пол грузовой кабины усилен, оборудован швартованными узлами. Для удобства загрузки имеется электролебёдка. Подъём небольших грузов и людей во время спасательных операций осуществляется этой же лебёдкой и бортстрелой. В кабине Ми-8Т, оборудованной системой отопления и вентиляции, можно перевозить 24 человек на специальных сиденьях или 12 больных на носилках в сопровождении медработника. Ми-8П (пассажирский) рассчитан на перевозку 28 человек. На вертолёте Ми-8 установлено 7 мировых рекордов. Ми-8 — вертолёт массового производства, экспортируется во многие страны мира (к 1992 выпущено около 8000).

На базе вертолётов Ми-8Т и Ми-8П создано несколько десятков модификаций различного назначения. В 1975 разработан вертолёт Ми-8МТ с двигателями *ТВ3-117*. Новая силовая установка улучшила его лётно-технические характеристики.

В дальнейшем на Ми-8МТ были установлены двигатели *ТВ3-117ВМ*, позволившие существенно повысить высоту полёта и сохранить необходимую грузоподъёмность при повышенных плюсовых температурах наружного воздуха.

Ми-17 (рис. 8) — многоцелевой транспортный вертолёт, экспортный вариант Ми-8МТ.

Ми-14 — противолодочный вертолёт берегового базирования с амфибийными свойствами. Создан в 1967. На нём установлены два газотурбинных двигателя *ТВ3-117М*. Суммарная мощность силовой установки ограничена главным редуктором до 2800 кВт. Агрегаты динамической системы аналогичны вертолёту Ми-8. Нижняя часть фюзеляжа выполнена в виде лодки. Для повышения поперечной устойчивости лодка снабжена боковыми поплавками («жабрами») и надувными баллонетами. Впервые в отечественной практике вертолётостроения установлено убирающееся шасси. Специальное оборудование вертолёта включает радиолокационную станцию, опускаемую гидроакустическую станцию, поисково-прицельную систему, аппаратуру передачи данных и буксируемый поисковый магнитометр. Для поражения подводных лодок вертолёт может нести бомбо-торпедное вооружение. На базе Ми-14 разработан ряд модификаций, в том числе в вариантах буксировщика минных тралов и поисково-спасательном. Поисково-спасательный вертолёт может производить посадку на воду. При волнении моря свыше 3 баллов спасательные

работы проводятся на режиме висения с помощью грузоподъёмного устройства, обеспечивающего одновременный подъём двух человек.

В 1963 ОКБ приступило к разработке тяжёлого транспортного вертолётa В-12 (Ми-12) с четырьмя газотурбинными двигателями Д-25ВФ (рис. 9 и рис. в таблице XXVIII), рассчитанного на транспортировку крупногабаритных грузов массой до 25 т. Двигатели работают попарно на два главных редуктора, приводящих во вращение два пятилопастных НВ диаметром 35 м. Разработка вертолётa по поперечной схеме и его большие размеры поставили перед ОКБ ряд специфических задач: выбор направления вращения НВ, предотвращение возможности возникновения резонансных колебаний различных форм, в том числе «земного резонанса» в воздухе. Значительные трудности встретились при проектировании системы управления. К ним относятся влияние деформаций конструкции вертолётa на перемещение органов управления, наличие перекрёстных связей между каналами управления, большое трение и люфты, характерные для проводки управления большой протяжённости, и т. п. Разработка достаточно жёсткого на изгиб и кручение крепления редукторов к фюзеляжу представляла трудную техническую задачу. Решение ее осложнялось требованием сведения к минимуму потерь от обдува конструкции индуктивным потоком от НВ, особенно на режимах взлёта и висения. В результате конструкция была реализована в виде пространственных ферм, часть стержней которых представляют собой крылья обратного сужения. Таким образом, в зоне максимальных индуктивных скоростей (по концам лопастей) хорда крыла была наименьшей. На В-12 с большой степенью унификации применены агрегаты несущей системы от Ми-6, что сократило время на его разработку. Вертолёт успешно прошёл испытания, но в серии не строился. На В-12 установлено 7 мировых рекордов. Среди них рекорд грузоподъёмности для винтокрылых (груз свыше 40 т был полнят на высоту 2250 м). Это достижение отмечено присуждением ОКБ (во второй раз) международного приза имени Сикорского.

Ми-24 (рис. 10 и 14) — армейский транспортно-боевой вертолёт с двумя газотурбинными двигателями ТВ3-117. Основное назначение вертолётa — непосредственная поддержка сухопутных войск, борьба с танками и вертолётaми противника, а также высадка тактического десанта в зоне прорыва и при захвате плацдармов. Может также использоваться для сопровождения десантно-транспортных вертолётов и прикрытия их при высадке десанта. Для решения этих задач вертолёт сконструирован так, чтобы обеспечить наилучший обзор лётчику и штурману-оператору, в носовой части сконцентрировано современное прицельное оборудование. Вертолёт оснащён мощным ракетно-пушечным вооружением, размещённым в носовой части (подвижная установка с крупнокалиберным пулеметом или пушкой) и на 6 точках подвески под крыльями. Высокая боевая живучесть вертолётa обеспечивается бронированием кабины и жизненно важных агрегатов, а также дублированием систем и применением средств, уменьшающих вероятность взрыва и пожара при боевых повреждениях. Ми-24 имеет высокие скоростные и маневренные характеристики. На его модификации (А-10) установлено 7 мировых рекордов, в том числе скорости 368,4 км/ч (1978).

Ми-26 (рис. 11 и рис. в таблице XXIX) — тяжёлый транспортный вертолёт с двумя газотурбинными двигателями Д-186, может использоваться для перевозки крупногабаритных грузов массой до 20 т, при строительстве мостов, монтаже оборудования промышленных предприятий и т. д. Создание вертолётa с большой транспортной эффективностью поставило перед коллективом ОКБ ряд новых технических проблем, в частности обеспечение весового и аэродинамического совершенства вертолётa. Очень важно было снизить массу лопастей, так как это определяло массу втулки и во многом влияло на массу всей конструкции вертолётa. Большое значение имел выбор параметров НВ. Исследования показали, что оптимальным является восьмиллопастный НВ диаметром 32 м. В конструкции лопасти НВ применён ряд технических новшеств: лонжерон с проушинами крепления к втулке, выполненными за одно целое с трубой; каркас и обшивка из композиционных материалов (использованы высокопрочные стеклопластики, сотовые наполнители из полимерной бумаги, новые высокопрочные клеи, пенопласт и т. д.). Это позволило создать лопасти, обладающие высокими аэродинамическими и прочностными

характеристиками при малой их массе. Для предварительных испытаний лопастей была построена летающая лаборатория на базе вертолѐта Ми-6. Проведѐнные совместно с Центральным аэрогидродинамическим институтом исследования по оптимизации аэродинамической компоновки лопастей позволили увеличить КПД НВ. В конструкции втулки НВ широко применѐн титановый сплав. Это позволило создать НВ с массой на 2 т меньшей и тягой на 30% большей по сравнению с НВ вертолѐта Ми-6. Применение титанового сплава привело к проблеме обеспечения усталостной прочности конструкции, в частности защиты её элементов от фреттинг-коррозии. Для этой цели широко использовались так называемые «жертвенные детали» (втулки, пластины), приклеиваемые к основным силовым элементам в местах их сочленений. Большим техническим достижением явилось создание главного редуктора ВР-26. В его основу была положена разработанная в ОКБ новая многопоточная непланетарная схема, обладающая большими возможностями для снижения массы редуктора. В результате ВР-26 по массе больше Р-7 (главный редуктор Ми-6) на 8,5%, но превосходит последний по передаваемой мощности почти в 2 раза, а по выходному крутящему моменту более чем в 1,5 раза. Для рулевого винта разработана лопасть со стеклопластиковым лонжероном, изготовленным методом спиральной машинной намотки. При этом выбрано такое направление вращения винта, при котором повышалась его эффективность и обеспечивалась защита машины от попадания в т. н. вертолѐтный штопор. Массы фюзеляжей вертолѐтов Ми-26 и Ми-6 одинаковы, но объѐм грузовой кабины Ми-26 и перевозимый им груз примерно в 2 раза больше. Ми-26 отличает высокая эксплуатационная технологичность. Разработана система изменения клиренса — при необходимости можно на двухкамерных амортизационных стойках приподнять заднюю часть вертолѐта. Агрегаты внешней подвески расположены в конструкции пола, и при перевозке грузов внутри кабины не нужно демонтировать внешнюю подвеску. Для механизации погрузочно-разгрузочных работ грузовая кабина оборудована двумя электролебѣдками и устройством, обеспечивающим загрузку и транспортировку вдоль кабины грузов массой до 5 т. Экипаж наблюдает за погрузкой с помощью телеаппаратуры. Ми-26 надежен и прост в эксплуатации. Обеспечены максимальное удобство технического обслуживания без применения специальных аэродромных средств, доступ экипажа ко всем агрегатам, в том числе к рулевому винту с проходом внутри килевой балки. Силовая установка оснащена пылезащитными устройствами для защиты газоздушных трактов двигателей от эрозионного износа при работе с неподготовленных площадок. На Ми-26 установлен комплекс пилотажно-навигационного оборудования и система автоматического управления. Лопасты несущего и рулевого винтов обеспечены электротепловой ПОС. На Ми-26 установлено 14 мировых рекордов.

Ми-28 (рис. 12 и 15) — боевой вертолѐт. Совершил первый полѐт в 1982. Оснащѐн прицельными системами с высокими разрешающими способностями и уровнем автоматизации, современным электронным оборудованием. Вооружѐн управляемыми ракетами и неуправляемыми авиационными ракетами, подвижной пушкой (калибр 30 мм) с большой начальной скоростью снаряда. Отличается высокой манѐвренностью. В компоновке машины предусмотрены защита более важных элементов конструкции менее важными, невозможность вывода из строя обоих двигателей одним выстрелом, защита топливной системы, предотвращающая взрыв, пожар, вытекание топлива при повреждениях системы. Жизненно важные узлы конструкции дублированы и разнесены. Одна из отличительных черт конструкции — мощная броня и бронестѣкла кабины. Энергопоглощающие кресла и специальная конструкция шасси с дополнительным аварийным ходом повышают безопасность экипажа при аварийных посадках с большими скоростями. В конструкции вертолѐта широко применены композиционные материалы и эластомеры.

Ми-34 (рис. 13 и 16) — лѐгкий учебно-спортивный вертолѐт с поршневым двигателем М-14В26В. Имеет взлѐтную массу в 2 раза меньшую, чем Ми-1, и в 3 раза меньшую, чем Ми-2, использовавшиеся для тех же целей. Это достигнуто благодаря применению новых материалов в конструкции главного редуктора, втулки НВ, планѐра, использованию ползкового шасси и т. д. Ми-34 рассчитан на трёхкратные перегрузки, что позволяет выполнять на нём сложные фигуры пилотажа, в том числе такие, как «бочка» и петля Нестерова. Реализация указанных перегрузок стала возможной в результате современных конструктивных решений: выбрано большое

заполнение несущего винта, для лопастей винтов применены композиционные материалы. В передней части кабины экипажа размещаются рядом инструктор и курсант или 2 лётчика, в задней части кабины могут разместиться 2 пассажира или груз, что позволяет применять вертолёт и в народном хозяйстве.

*Лит.:* [Изаксон А. М.](#), Советское вертолетостроение, 2 изд., М., 1981; [Данилов В. А.](#), Вертолет Ми-8. М., 1988.

*М. И. Тищенко, А. С. Бабушкина.*

Таблица — Вертолётные Московского вертолётного завода имени М. Л. Миля.

Основные данные	Ми-1	Ми-4	Ми-6	Ми-10	Ми-10К	Ми-2
Первый полёт, год	1948	1952	1957	1960	1965	1961
Начало серийного производства, год	1950	1952	1959	1963	1965	1965
Число, тип и марка двигателя	1 ПД АИ-26В	1 ПД АИ-82В	2 ГТД Д-26В	2 ГТД Д-25В	2 ГТД Д-25В	2 ГТД ГТД-350
Мощность двигателя, кВт	423	1250	4050	4050	4050	294
Параметры несущего винта:						
диаметр, м	14,5	21	35	35	35	14,5
число лопастей	3	4	5	5	5	3
Диаметр рулевого винта, м	2,5	3,6	6,3	6,3	6,3	2,7
Масса пустого вертолёт, т	1,8	4,97	28,15	27,25	25,46	2,41
Взлётная						

масса, т:						
нормальная	2,45	7,5	40,5	43,7	-	3,55
максимальная	2,55	7,8	44	43,7	-	3,7
максимальная с грузом на внешней подвеске	-	-	37,5	38	38	-
Максимальный перевозимый груз, т:						
внутри кабины	0,5	1,67	12	3	3	0,7
на внешней подвеске	-	1,3	8	8**	11	0,8
Статический потолок без учёта влияния земли при нормальной взлётной массе, м	850	-	-	-	1000	1000
Статический потолок с учётом влияния земли при нормальной взлётной массе, м	1900	1250	1500	-	3000	1700
Динамический потолок, м	4000	5500	4500	3000	4750	4000

Практическая дальность полёта на высоте 500 м при нормальной взлётной массе и с 5%-ным остатком топлива после посадки, км	360	455	600	250	-	270
Скорость полета, км/ч:						
максимальная крейсерская	190	214	300	235	220	210
	140	166	250	220	200	190
Габаритные размеры грузовой кабины, м:						
длина	-	4,5	11,7	15,945	-	2,8
высота	-	1,7	2,7	1,66	-	1,55
ширина	-	1,6	2,66	2,75	-	1,55
Экипаж, чел.	1	2	5	3	3—4	1

Продолжение табл

Основные данные	Ми-8	Ми-12	Ми-24	Ми-8МТ (Ми-17)	Ми-26	Ми-28	Ми-34
Первый полёт, год	1962	1967	1969	1975	1978	1982	1986

Начало серийного производства, год	1965	-	1970	1982	1981	-	1989
Число, тип и марка двигателя	2 ГТД ТВ 2-117	4 ГТД Д-25ВФ	2 ГТД ТВ 3-117	2 ГТД ТВ 3-117М	2 ГТД Д-136	2 ГТД ТВ 3-117	1 ПД М-14В26 В
Мощность двигателя, кВт	1100	4780	1640	1400*	7350*	1640	239
Параметры несущего винта:							
диаметр, м	21,288	35	-	21,294	32	-	10
число лопастей	5	5Х2	5	5	8	5	4
Диаметр рулевого винта, м	3,9	-	-	3,9	7,6	-	1,46
Масса пустого вертолёта	7,07	68,9	-	7,05	28,15	-	0,925
Взлетная масса, т							
нормальная	11,1	96	11,2	11,1	49,6	10,4	1,26
максимальная	12	102	11,5	13	56	11,2	1,35
максимальная с грузом на внешней подвеске	11	-	-	13	64	-	-
Максимальный перевозимый груз,							

Г:							
внутри кабины	4	25	-	4	20	-	0,24
на внешней подвеске	3	16	2,7	3	20	3,64** *	-
Статический потолок без учёта влияния земли при нормальной взлётной массе, м	760	-	2000	1500	1800	3600	800
Статический потолок с учётом влияния земли при нормальной взлётной массе, м	1900	1000	-	2800	2900	-	1250
Динамический потолок, м	4500	3500	-	5000	4600	5800	4500
Практическая дальность полёта на высоте 500 м при нормальной взлётной массе и с 5%-ным остатком топлива после	465	440****	450	495	480	475	360

посадки, км							
Скорость полета, км/ч:							
максимал ьная	250	260	320	250	295	300	220
крейсерс кая	220	230	-	240	255	-	160
Габаритн ые размеры грузовой кабины, м:							
длина	5,34	28,15	-	5,34	12	-	-
высота	1,8	4,4		1,8	3,16	-	-
ширина	2,34	4,4	-	2,34	3,34	-	-
Экипаж, чел	3	6	2	3	4—5	2	1

\* Ограничена по значению крутящего момента на главном редукторе. \*\* С использованием гидрозхватов 12 т. \*\*\* Максимальная боевая нагрузка с системами прицеливания и вооружения. \*\*\*\* С грузом 20 т.

Рис. 1. Эмблема вертолётов марки Ми.

Рис. 2. Ми-1.

Рис. 3. Ми-4.

Рис. 4. Мк-6.

Рис. 5. Ми-10.

Рис. 6. Ми-2.

Рис. 7. Ми-8.

Рис. 8. Ми-17.

Рис. 9. В-12.

Рис. 10. Ми-24.

Рис. 12. Ми-28.

Рис. 11. Ми-20.

Рис. 13. Ми-34.

Рис. 14. Вертолёт Ми-24.

Рис. 15. Вертолёт Ми-28.

Рис. 16. Вертолёт Ми-34.

**МиГ** — марка самолётов, созданных в ОКБ под руководством *А. И. Микояна* и *М. И. Гуревича* (см. *Московский машиностроительный завод имени А. И. Микояна*). Самолёты, созданные под руководством их преемника *Р. А. Белякова*, имеют также марку МиГ (рис. 1). Основные данные некоторых самолётов МиГ приведены в таблице.

Первым самолётом, спроектированным и построенным ОКБ, был скоростной истребитель И-200 — моноплан с низкорасположенным крылом, с поршневым двигателем *АМ-35А*. Его конструкция, за исключением центроплана, была выполнена в основном из сосны и дельта-древесины с фанерной и дуралюминовой обшивкой. Центроплан цельнометаллический, а передняя часть фюзеляжа с моторамой выполнена в виде фермы из стальных труб с капотом и обшивкой из листового дуралюмина. Самолёт имел убирающееся шасси и обладал высокими аэродинамическими характеристиками, которые в сочетании с мощным двигателем позволяли ему развивать максимальную скорость свыше 600 км/ч и обеспечивали высоту полёта до 12 тысяч м (на И-200 впервые в СССР была достигнута рекордная скорость 651 км/ч на высоте 7000 м). Самолёт имел достаточно мощное для того времени пулёмётное вооружение: один *УБ* и два *ШКАС*. Построено 100 экземпляров. По ходу серийного выпуска И-200 велась его модернизация. Модернизированный самолёт с увеличенным запасом топлива обеспечивал большую дальность полёта. Для повышения пожаробезопасности и живучести на самолёте была введена система заполнения топливных баков выхлопными газами и применено протектирование баков. Модернизированных самолётов И-200 в 1940 выпущено около 20 экземпляров. Постановлением СНК СССР от 9 декабря 1940 боевым самолётам были присвоены новые обозначения: первому варианту самолёта И-200 — МиГ-1 (рис. в таблице XVII), модернизированному варианту — МиГ-3 (рис. 2 и рис. в таблице XVII). В первые дни Великой Отечественной войны по предложению *С. П. Супруна* из личного состава добровольцев — лётчиков-испытателей были сформированы два истребительных авиационных полка особого назначения, укомплектованные самолётами МиГ-3. Всего их было построено 3300 экземпляров. В 1942—1947 ОКБ занималось перспективными разработками по дальнейшему повышению боеспособности, высот и скоростей полёта самолётов. В этот период выпущены экспериментальные самолёты И-220 (А), И-221 (2А), И-222 (3А), И-224 (4А), И-225 (5А), И-270 (Ж), на которых, в частности, отработывались: шасси с выносными амортизаторами, мягкие топливные баки, герметичная кабина, повышение мощности двигателя путем использования турбокомпрессора, применение жидкостных реактивных двигателей и т. д. В 1945 создан экспериментальный самолёт по схеме «утка» для исследования аэродинамики неустойчивой схемы. Это легкий самолёт с поршневым двигателем *М-11* (мощностью 80,9 кВт) и толкающим винтом; высокоплан со стреловидным крылом (угол стреловидности  $20^{\circ}$ ), неубирающимся шасси и трехместной кабиной (лётчик — впереди, два пассажира — сзади). В том же 1945 был создан экспериментальный самолёт И-250 (И), выпущенный затем небольшой серией (МиГ-13). И-250 (И) — низкоплан цельнометаллической конструкции с прямым крылом. Особенность этого самолёта — комбинированная силовая установка: был применён поршневой двигатель *5К-107Р* с отбором части мощности через удлинённый вал для привода осевого компрессора воздушно-реактивного двигателя, установленного за кабиной лётчика, с выводом газов через регулируемое сопло в хвостовой части фюзеляжа.

24 апреля 1946 совершил первый полёт реактивный истребитель МиГ-9 (рис. 3 и рис. в таблице XXIII). Самолёт выполнен по схеме моноплана с прямым крылом и с двумя установленными рядом в фюзеляже турбореактивным двигателем *РД-20*. Двигатели располагались вблизи центра тяжести самолёта с выходом газов под хвостовую часть самолёта и с единым воздухозаборником на два двигателя. Так как температура отработавших газов достигала  $800^{\circ}\text{C}$ , в хвостовой части был установлен специальный экран из жаропрочной стали. Такое расположение двигателей обеспечивало удобную компоновку самолёта и высокую безопасность полёта в случае отказа одного двигателя. МиГ-9 был вооружён тремя пушками (одна *Н-37* и две *НС-23*). Параллельно с

серийным выпуском МиГ-9 велась модернизация. На модернизированном самолёте МиГ-9м установлены два турбореактивных двигателя РД-21 тягой по 9,81 кН, позволившие повысить скорость на 55 км/ч. МиГ-9м был оборудован герметичной кабиной с катапультным креслом. На базе МиГ-9 построен также учебно-тренировочный самолёт, на котором проводились испытания по катапультированию экипажа.

МиГ-15 (рис. 4 и рис. в таблице XXIV) — первый советский серийный истребитель со стреловидным крылом (угол стреловидности  $35\{\{\circ\}\}$ ), с турбореактивным двигателем РД-45Ф. С 1949 выпускалась модификация МиГ-15бис с турбореактивным двигателем ВК-1. На МиГ-15бис применено бустерное управление элеронами, значительно улучшены система жизнеобеспечения и комфорт в кабине лётчика. Создана более совершенная, чем на МиГ-9, герметичная кабина, оборудованная новой аппаратурой, позволяющей осуществлять полёты на высоте свыше 15 тысяч м. Для аварийного покидания самолёта разработаны новые катапультное кресло и фонарь, автоматически сбрасываемый перед катапультированием, так как скорость возросла до 1050 км/ч. Лётную отработку катапультного кресла проводили на бомбардировщике Пе-2. Вооружение МиГ-15 включало пушку И-37 и две пушки НС-23; дополнительно можно было подвешивать бомбы. Была применена оригинальная и удобная в эксплуатации установка пушек на опускаемом лафете. Самолёт выпускался в нескольких вариантах, в том числе учебно-тренировочном — МиГ-15УТИ, на котором проходило переучивание лётного состава при переходе с поршневых самолётов на реактивные. МиГ-15 строился серийно в СССР, а также в других странах. Около 10 лет самолёты МиГ-15 были основными истребителями ВВС Советской Армии и армий социалистических стран.

МиГ-17 (рис. 5 и рис. в таблице XXIV) — одноместный истребитель с турбореактивным двигателем ВК-1. Самолёт имел крыло с углом стреловидности  $45\{\{\circ\}\}$  в корневой части и  $42\{\{\circ\}\}$  в концевой части, большую, чем на МиГ-15, скорость полёта и обладал такой же манёвренностью. На МиГ-17 в феврале 1950 в горизонтальном полёте достигнута скорость звука. В последующем создан ряд модификаций, в том числе МиГ-17Ф, МиГ-17ПФ и другие. МиГ-17ПФ (1953) был оборудован бортовой радиолокационной станцией и вооружён в дополнение к пушкам (одна И-37 и две НР-23) ракетами «воздух — воздух». Новое вооружение и оборудование позволяли этим самолётам перехватывать цели в облаках и ночью.

Одновременно с созданием самолётов МиГ-15 и МиГ-17 в ОКБ проектировался двухместный истребитель-перехватчик тяжёлого типа. Были построены два самолёта: И-320 (Р-1) с двумя турбореактивными двигателями РД-45Ф и радиолокатором «Коршун» и И-320 (Р-2) с двумя турбореактивными двигателями ВК-1 и радиолокатором «Торий». Двигатели устанавливались в фюзеляже уступом. Лётчики в кабине располагались рядом. Самолёт И-320 прошёл лётные испытания, но серийно не строился.

МиГ-19 (первый полёт в 1952, см. рис. 6 и рис. в таблице XXV) — одноместный истребитель, среднеплан со стреловидным крылом (угол стреловидности  $55\{\{\circ\}\}$ ) и двумя турбореактивными двигателями (РД-9Б на серийных образцах) в фюзеляже. В гидравлической системе управления применены необратимые бустеры. В системе поперечного управления наряду с элеронами использовались интерцепторы. Для повышения эффективности продольного управления на сверхзвуковых скоростях на модификации МиГ-19С впервые был применён цельноповоротный стабилизатор. Вооружение самолёта МиГ-19С состояло из трёх встроенных пушек НР-30 (в поздних сериях — две пушки), неуправляемых авиационных ракет и бомб; модификация МиГ-19П имела две встроенные пушки НР-30 и УРС; МиГ-19ПМ отличался от МиГ-19П отсутствием встроенного пушечного вооружения. МиГ-19 — первый советский серийный сверхзвуковой истребитель. На одном из вариантов МиГ-19 (СМ-30) для отработки безаэродромного базирования установлен стартовый пороховой ускоритель ПРД-22, позволивший самолёту взлетать с коротких направляющих рельсов пусковой установки. Была разработана модификация СМ-50, оборудованная кроме основных двигателей (два двигателя РД-9Б) еще и жидкостный реактивный двигатель У-19 тягой 32 кН. Этот самолет имел скорость до 1800 км/ч и потолок до 24 тысячи м.

К проектированию лёгкого манёвренного истребителя ОКБ приступило в середине 50-х гг. Были созданы два опытных экземпляра: Е-2 со стреловидным крылом и Е-4 с тонким треугольным крылом малого удлинения. Самолёты имели фюзеляжи и оперения, мало отличающиеся по конструкции. В процессе испытаний у самолёта с треугольным крылом был выявлен ряд преимуществ. В 1956 на базе самолёта Е-4 создан лёгкий одноместный истребитель МиГ-21 (Е-5) с турбореактивным двигателем Р11-300. На серийных модификациях этого самолёта устанавливались двигатели: РИФ-300-на МиГ-21Ф (Е-6) и Р11Ф2-300 — на МиГ-21ПФ Е-7). МиГ-21 (рис. 7 и рис. в таблице XXVI) был оборудован лобовым регулируемым сверхзвуковым воздухозаборником. В дополнение в двум пушкам калибра 23 мм и неуправляемым авиационным ракетам на МиГ-21 было применено новое оружие — управляемые ракеты «воздух — воздух» с тепловыми головками самонаведения. Для увеличения подъёмной силы крыла на посадке и взлёте на МиГ-21 впервые была отработана система сдува пограничного слоя (от компрессора двигателя отбирался воздух под давлением и выдувался через щель в передней кромке закрылков). Для сокращения разбега использовались пороховые ускорители. Самолёт был оснащён тормозным парашютом, обеспечивающим посадку на укороченные взлетно-посадочные полосы. МиГ-21 выпускался в серийных модификациях, поставлялся за рубеж. На модификации МиГ-21 — Е-66 установлено 2 абсолютных мировых рекорда скорости полёта в 1959—1960 и абсолютный мировой рекорд высоты в 1961.

Самолёт МиГ-23 первоначально был создан в двух вариантах: с дополнительными подъёмными двигателями (для обеспечения укороченного взлёта и посадки) и как *самолёт с крылом изменяемой в полёте стреловидности* (рис. 8 и рис. в таблице XXVIII). В варианте с крылом изменяемой стреловидности самолёт был принят для серийного производства. Впервые в СССР на МиГ-23 применены полностью поворотные консоли крыла. Лётчик может менять конфигурацию крыла в полёте в зависимости от режима полёта. На взлётно-посадочных режимах, режимах крейсерского полёта на дальность и барражирования используется минимальный угол стреловидности крыла ( $18^\circ$ ). В этой конфигурации самолёт имеет наибольшее аэродинамическое качество. На режимах маневра и воздушного боя используется средний угол стреловидности крыла ( $45^\circ$ ), когда сохраняются высокие несущие свойства и аэродинамическое качество, допускаются увеличенные эксплуатационные перегрузки, улучшаются скоростные характеристики. Полёт на сверхзвуковых скоростях, в том числе и на больших скоростях у земли, осуществляется при максимальном угле стреловидности крыла ( $72^\circ$ ). Предусмотрена механизация крыла: по передней кромке — отклоняемые четырёхсекционные носки, по задней кромке — поворотные закрылки по всему размаху. Впервые для самолётов МиГ применена комбинированная система поперечного управления самолётом — дифференциально отклоняемый стабилизатор и интерцепторы крыла. Применение интерцепторов вместо элеронов уменьшает закручивание крыла на больших скоростях полёта и освобождает всю заднюю кромку крыла для установки закрылков большой площади, обеспечивающих необходимые взлётно-посадочные и манёвренные характеристики самолёта.

В 1958—1963 в ОКБ создан ряд опытных самолётов, на которых отрабатывались новые технические решения, нашедшие применение при создании перспективных фронтовых истребителей и перехватчиков ПВО. На основе комплексов перехвата, отработанных на самолётах Е-150, Е-152, Е-152А, создан серийный самолёт МиГ-25.

МиГ-25 (рис. в таблице XXVII) — всепогодный истребитель-перехватчик нормальной аэродинамической схемы с двумя килями и двумя двигателями. Самолёт имеет высокие скороподъёмность и скорость, горизонтального полёта (почти в 3 раза превышающую скорость звука). Одни из вариантов этого самолёта — самолёт-разведчик. На экспериментальном самолёте — модификации Е-166 установлено 2 абсолютных мировых рекорда скорости в 1961—1962 и абсолютный мировой рекорд высоты полёта в 1962. На МиГ-25 — модификации Е-266 установлено 3 мировых рекорда скорости в 1965 и один абсолютный мировой рекорд скорости в 1967, 2 мировых рекорда высоты полёта в 1967.

В марте 1971 генеральным конструктором назначен Р. А. Беляков. Под его руководством создан ряд новых боевых самолётов. Установлены новые рекорды на самолёте МиГ-25 (модификации Е-266): по скорости полёта — один мировой рекорд в 1973, мировые рекорды для женщин в 1975, 1977, 1978; по высоте полёта — 2 мировых рекорда в 1973, один абсолютный мировой рекорд в 1973, 3 мировых рекорда в 1977, мировой рекорд для женщин в 1977; по скороподъёмности — 3 мировых рекорда в 1973 и 3 мировых рекорда в 1975. На смену самолёту МиГ-25 создан истребитель-перехватчик ПВО МиГ-31 (рис. 9 и 11). Он предназначен для уничтожения воздушных целей на больших и малых высотах, в передней и задней полусферах, в свободном пространстве и на фоне земли, в простых и сложных метеоусловиях, при манёврах цели и активном помеховом противодействии. Основные характеристики МиГ-31: взлётная масса 41 т; длина самолёта 22,688 м, высота самолёта 6,15 м, размах крыла 13,464 м; максимальная скорость 3000 км/ч на высоте свыше 17,5 км и 1500 км/ч у земли; рубеж перехвата на сверхзвуковой крейсерской скорости (соответствующей числу  $M_{\infty} = 2,35$ ) 720 км и 1400 км с подвесными топливными баками; экипаж 2 человека. Вооружение самолёта включает пушку калибра 23 мм и ракеты класса «воздух — воздух»: четыре управляемые ракеты большой дальности с радиолокационной головкой самонаведения (ГСН), две управляемые ракеты средней дальности и четыре управляемые ракеты малой дальности с тепловой головкой самонаведения. Система управления вооружением, в которую входят бортовая радиолокационная станция с фазированной антенной решёткой, тепlopеленгатор передней полусферы и индикатор тактической обстановки, позволяют одновременно сопровождать 10 целей и атаковать 4 цели в зоне с границами  $\{\pm\}70\{\circ\}$  по азимуту и от  $70\{\circ\}$  до  $-60\{\circ\}$  по углу места.

Созданный ОКБ истребитель МиГ-29 (рис. 10 и 12) с успехом показан на международных авиационных выставках. Высокие манёвренность и тяговооружённость МиГ-29 позволяют осуществлять вертикальный набор высоты с разгоном, а современная система управления вооружением обеспечивает обнаружение целей и применение оружия как на дальностях, превышающих визуальную видимость, так и в ближнем бою.

*Лит.:* Шавров В. Б., История конструкций самолетов в СССР (1938-1950 гг.), М., 1978; Яковлев А. С., Советские самолеты, 4 изд., М., 1982.

*В. В. Петренко, И. А. Тяпкин.*

Таблица — Истребители Московского машиностроительного завода имени А. И. Микояна.

Основные данные	МиГ-1	МиГ-3	МиГ-9	МиГ-15
Первый полёт, год	1940	1940	1946	1947
Начало серийного производства, год	1940	1940	1946	1948
Число, тип и марка двигателей	1 ПД АМ-35А	1 ПД АМ-35А	2 турбореактивн двигателя РД-20	1 турбореактивн двигатель РД-45Ф
Мощность двигателя, кВт	993	993	-	-
Тяга двигателя, кН	-	-	7,85	22,3

Длина самолета, м	8,155	8,25	9,83	10,1
Высота самолёта, м	3,3	3,325	3,4	3,7
Размах крыла, м	10,2	10,2	10	10,08
Площадь крыла, м <sup>2</sup>	17,44	17,44	13,2	20,6
Колея шасси, м	2,8	2,8	1,95	3,81
Взлётная масса, т	3,099	3,355	4,86	4,806
Максимальная дальность полёта, км	580	820	900	1305
Максимальная скорость полёта, км/ч	628	615	910	1050
Практический потолок, км	12	11,5	13	15,2
Экипаж, чел.	1	1	1	1

Продолжение табл.

Основные данные	МиГ-15бис	МиГ-17	МиГ-17Ф	МиГ-19 (СМ 9/1)	МиГ-21Ф	МиГ-29
Первый полёт, год	1949	1949	1951	1954	1957	1977
Начало серийного производства, год	1949	1951	1952	1954	1958	1982
Число, тип и марка двигателя	1 турбореактивный двигатель ВК-1	1 турбореактивный двигатель ВК-1	1 ТРДФ ВК-1Ф	2 ТРДФ РД-9Б	1 ТРДФ Р11Ф-300	2 ТРДФ РД-33
Мощность двигателя, кВт	26,5	26,5	33,1	32,4	56,4	81,4

Тяга двигателя, кН	10,1	11,264	11,36	14,36 (с ПВД)	15,76	17,32
Длина самолета, м	3,7	3,8	3,8	3,885	4,1	4,73
Высота самолёта, м	10,08	9,6	9,6	9	7,15	11,36
Площадь крыла, м <sup>2</sup>	29,6	22,6	22,6	25	23	38
Колея шасси, м	3,81	3,349	3,849	4,156	4,41	3,1
Взлётная масса, т	4,96—5,044	6,2	5,34	7,66	6,65	15
Максимальная дальность полёта, км	1330	1295	1340	1399	1600	2100
Максимальная скорость полёта, км/ч	1076	1114	1145	1452	2175	2400
Практический потолок, км	15,5	15,6	16,6	17,5—17,9	19	17
Экипаж, чел.	1	1	1	1	1	1

Рис. 1. Эмблема самолётов марки МиГ.

Рис. 2. МиГ-3.

Рис. 3. МиГ-9.

Рис. 4. МиГ-15,

Рис. 5. МиГ-17.

Рис. 6. МиГ-19 (СМ-30).

Рис. 7. МиГ-21.

Рис. 8. МиГ-23

Рис. 9. МиГ-31.

Рис. 10. МиГ-29.

Рис. 11. Истребитель перехватчик МиГ-31.

Рис. 12. Истребитель МиГ-29.

**миделевое сечение**, миделево сечение, мидель (от голландского middel, буквально — средний), — наибольшее по площади поперечное сечение тела плоскостью, перпендикулярной базовой оси (для осесимметричного — оси симметрии) тела. Площадь **М. с.** часто используется в качестве характерной площади при приведении к безразмерному виду аэродинамических сил и моментов, действующих на ракеты, дирижабли, фюзеляжи самолётов и т. п. (см. *Аэродинамические коэффициенты*).

**«Мидуэй Эрлайнс»** (Midway Airlines) — авиакомпания США. Осуществляет перевозки на внутренних авиалиниях (с 1979). В 1988 перевезла 5,2 миллионов пассажиров, *пассажирооборот* 5,62 миллиардов пассажиро-км. Авиационный парк — 82 самолёта.

**Микоян** Артём Иванович (1908—1970) — советский авиаконструктор, академик АН СССР (1968; член-корреспондент 1953), генерал-полковник инженерно-технической службы (1967), дважды Герой Социалистического Труда (1956, 1957). После службы в Красной Армии поступил (1931) в Военно-воздушную академию РККА имени профессора Н. Е. Жуковского (ныне Военно-воздушная инженерная академия имени профессора Н. Е. Жуковского). В академии **М.** с группой однокурсников создал свою первую конструкцию — авиетку «Октябрёнок». По окончании академии (1937) работал на авиационном заводе №1 имени Авиахима в Москве сначала военпредом (1937—1938), затем начальник бюро по серийным истребителям в КБ И. И. Поликарпова (1938—1939). С 1939 начальник опытного конструкторского отдела этого завода. В 1940 под его руководством (совместно с *М. И. Гуревичем*) были созданы истребитель МиГ-1 и его модификация МиГ-3. С 1940 главный конструктор завода №1. В 1940—1941 МиГ-3 строился большой серией и участвовал в боевых действиях в начальный период Великой Отечественной войны. С 1942 **М.** — директор и главный конструктор вновь созданного опытного завода. В 1941—1945 под руководством **М.** создан ряд истребителей с высокими лётно-техническими характеристиками, в том числе И-250 с комбинированной силовой установкой. **М.** — один из пионеров реактивной авиации в СССР. После войны **М.** разрабатывал скоростные и сверхзвуковые фронтовые реактивные самолёты, многие из которых изготовлялись большими сериями и длительное время находились на вооружении ВВС. Среди них МиГ-9, МиГ-15, МиГ-17 (достигавший скорости звука), МиГ-19 (первый серийный отечественный сверхзвуковой истребитель), МиГ-21 (с треугольным крылом тонкого профиля и скоростью полёта, вдвое превышающей скорость звука). С 1956 **М.** — генеральный конструктор. Последние самолёты, созданные под его руководством, — истребитель МиГ-23 (первый в СССР с изменяемой в полёте стреловидностью всего крыла) и истребитель-перехватчик МиГ-25 со скоростью полёта, в 3 раза превышающей скорость звука. На самолётах, разработанных под руководством **М.**, установлено 55 мировых рекордов. **М.** создал свою школу в самолётостроении, воспитал много высококвалифицированных конструкторов. Депутат ВС СССР в 1950—1970. Ленинская премия (1962), Государственная премия СССР (1941, 1947, 1948, 1949, 1952, 1953), Награждён 6 орденами Ленина, орденами Октябрьской Революции, Красного Знамени, Отечественной войны 1-й степени, 2 орденами Красной Звезды, медалями. Бронзовый бюст и мемориальный комплекс в с. Санаин в Армении, Именем **М.** назван Московский машиностроительный завод. См. статью *МиГ*.

Лит.: Арлазоров М., А. Микоян, М., 1976.

**А. И. Микоян.**

**Микоян** Степан Анастасович (р. 1922) — советский лётчик-испытатель, кандидат технических наук (1979), генерал-лейтенант авиации (1980), заслуженный лётчик-испытатель СССР (1963), Герой Советского Союза (1975). Участник Великой Отечественной войны. Окончил Качинскую

военную авиационную школу лётчиков (1941), Военно-воздушную инженерную академию имени профессора Н. Е. Жуковского (1951). С 1951 по 1978 на испытательной работе, затем главный конструктор научно-производственного объединения «Молния». Проводил государственные испытания самолётов конструкции А. И. Микояна, П. О. Сухого, А. С. Яковлева, участвовал в отработке радиолокационных систем, ракетного и стрелково-пушечного вооружения, исследовательских полётах на устойчивость и управляемость. Летал на самолётах 102 типов. Награждён орденами Ленина, Красного Знамени, 4 орденами Красной Звезды, медалями.

**А. С. Микоян.**

**микроклимат кабины летательного аппарата** — совокупность физических факторов воздушной среды (температуры, влажности, скорости движения воздуха, барометрического давления), а также условий инсоляции, радиации и других в кабине летательного аппарата. Основные требования к **М. к.** — обеспечение гигиенических условий лётной работы членов экипажа, а на пассажирских самолётах ещё и определенного уровня комфорта авиапассажира. Для этого необходимо, чтобы параметры воздушной среды соответствовали так называемым условиям теплового комфорта, в которых за неограниченное время пребывания в кабине не требуется включения приспособительного механизма терморегуляции организма для поддержания его оптимального теплового состояния.

В летательных аппаратах с негерметичной кабиной, где члены экипажа подвергаются непосредственному действию окружающей среды, для защиты от холода применяются костюмы, меховые шлемофоны, сапоги, унты, перчатки. На формирование **М. к.** в герметичной кабине оказывают влияние работа двигателя и приборов, инсоляция, аэродинамическое нагревание поверхностей летательного аппарата, а также тепловыделения людей. Требования к **М. к.** зависят от назначения летательного аппарата (транспортные, пассажирские, военные). Например, для пассажирских самолётов температура воздуха 17—25<sup>°</sup>С, относительная влажность не менее 15%, скорость движения воздуха не более 0,4 м/с, барометрическое давление не менее 74,6 кПа. В летательных аппаратах с герметичной кабиной **М. к.** обеспечивается *системой кондиционирования воздуха*. Превышение нормальной температуры допускается в момент взлёта и в период неустановившегося режима полёта (набор высоты), из-за нагрева кабины при интенсивной инсоляции, а также при полёте со сверхзвуковой скоростью (из-за аэродинамического нагревания поверхностей летательного аппарата). Для защиты экипажа от повышенных температур применяются локальный обдув воздухом от вентиляторов и кондиционеров, панельное охлаждение кабины, водоохлаждаемые и вентилируемые воздухом костюмы.

*Лит.:* Малышева А. Е., Гигиенические вопросы радиационного теплообмена человека с окружающей средой, М., 1963; Авиационная медицина, под общ. ред. А. И. Бабийчука, М., 1980.

*А. И. Акаев.*

**Микулин** Александр Александрович (1895—1985) — советский конструктор авиационных двигателей, академик АН СССР (1943), генерал-майор-инженер (1944), Герой Социалистического Труда (1940). Учился в Московское высшее техническое училище, ученик Н. Е. Жуковского. С 1923 работал в Научном авиационном институте (с 1925 главный конструктор), с 1930 в Центральном институте авиационного моторостроения. С 1936 на авиационном заводе имени М. В. Фрунзе. В 1935—1955 преподавал в Московском высшем техническом училище и Военно-воздушной инженерной академии имени профессора Н. Е. Жуковского. В начале 30-х гг. под руководством **М.** создан первый советский авиационный двигатель жидкостного охлаждения М-34, на базе которого в дальнейшем построен ряд двигателей различной мощности и назначения. Двигателями типа М-34 (АМ-34) оснащались рекордные самолёты АНТ-25, бомбардировщики ТБ-3 и многие другие самолёты. Двигатель АМ-35А устанавливался на истребителях МиГ-1, МиГ-3, бомбардировщиках ТБ-7 (Пе-8). Во время Великой Отечественной войны **М.** руководил созданием форсированных двигателей АМ-38Ф и АМ-42 для штурмовиков Ил-2 и Ил-10. В 1943—1955 **М.** — главный конструктор опытного авиационного моторостроительного завода №300 в Москве. Под его

руководством создан ряд турбореактивных двигателей различной тяги (в том числе двигатель АМ-3 для самолёта Ту-104). В 1955—1959 работал в лаборатории двигателей АН СССР. Государственная премия СССР (1941, 1942, 1943, 1946). Награждён 3 орденами Ленина, орденами Суворова 1-й и 2-й степени, 3 орденами Трудового Красного Знамени, орденами Дружбы народов, Красной Звезды, «Знак Почёта», медалями. См. статью *АМ*.

*Лит.*: Лазарев Л. Л., Взлет, М., 1978.

**А. А. Микулин.**

**Миллионщиков** Михаил Дмитриевич (1913—1973) — советский учёный в области аэрогидродинамики, прикладной физики и энергетики, академик АН СССР (1962; член-корреспондент 1953), вице-президент АН СССР в 1962—1973, Герой Социалистического Труда (1967). После окончания Грозненского нефтяного института (1932) работал там же, затем в Московском авиационном институте (1934—1943), Куйбышевском авиационном институте (1943—1945), Институте механики АН СССР (1944—1949), Институте атомной энергии (1949—1973), одновременно (с 1943) преподавал в Московском инженерно-физическом институте (с 1949 профессор), работал в Центральном аэрогидродинамическом институте (в 1939—1950). Ряд работ **М.** посвящён разработке методов расчёта движения газов в трубах при теплообмене; им создан ряд экспериментальных установок для исследования диффузоров, эжекторов и пр. Председатель ВС РСФСР с 1967. Почётный член Американской АН и искусств (1968). Ленинская премия (1961), Государственная премия СССР (1951, 1954). Награждён 5 орденами Ленина, орденом Октябрьской Революции, орденами Трудового Красного Знамени, «Знак Почёта», иностранным орденом, медалями.

*Соч.*: Прикладная газовая динамика, ч. 1, М., 1948 (совместно с др.); Турбулентные течения в пограничном слое и в трубах, М., 1969.

**Миль** Михаил Леонтьевич (1909—1970) — советский авиаконструктор, один из основателей советского вертолётостроения, доктор технических наук (1945), профессор (1967), Герой Социалистического Труда (1966). Окончил Новочеркасский авиационный институт (1931). Работал инженером, начальником бригады аэродинамики и экспериментальных расчётов отдела особых конструкций в Центральном аэрогидродинамическом институте (1931—1936). Под руководством **М.** разработаны фундаментальные основы аэродинамики винтокрылых летательных аппаратов, в том числе общая теория несущего винта, применимая для различных случаев его обтекания. Участвовал в разработке автожиров А-12 и А-15. В 1940—1943 **М.** — заместитель Н. И. Камова на заводе винтокрылых аппаратов, где серийно строился автожир А-7. С 1943 научный сотрудник Центрального аэрогидродинамического института. Продолжил начатые еще до войны работы по устойчивости и управляемости самолётов. С начала 1947 — начальник созданной по его инициативе новой вертолётной лаборатории Центрального аэрогидродинамического института. На натурных объектах проводил экспериментальные исследования аэродинамики несущего винта, в частности работы по измерению полей скоростей вокруг него. Им была создана натурная вертолётная установка, ставшая прообразом вертолёта Ми-1. С 1947 главный конструктор, с 1964 генеральный конструктор КБ по вертолётостроению. Вертолёт Ми-1 (1948) стал первым советским вертолётном, получившим широкое практическое применение. Под руководством **М.** создано 9 типов серийных вертолётном, а некоторые экспериментальные образцы (например, В-12) открыли путь к разработке новых направлений в развитии винтокрылой авиации. На вертолётном конструкции **М.** установлено свыше 60 мировых рекордов. Вместе со своими учениками **М.** разработал теорию современного вертолётном, позволившую на практике осуществить решение ряда сложных проблем, относящихся, например, к усталостной прочности вертолётном агрегатов, флаттеру лопастей винтов, устойчивости и управляемости вертолётном, земному резонансу и др. Ленинская премия (1958), Государственная премия СССР (1968). Награждён 3 орденами Ленина, орденами Отечественной войны 2-й степени, Трудового Красного Знамени, Красной Звезды, медалями. Имя **М.** присвоено Московскому вертолётном заводу. См. статью *Ми*.

Соч.: Вертолеты. Расчет и проектирование. кн. 1—2. М., 1966—1967 (совместно с др.).

Лит.: Гай Д., Вертолеты зовутся Ми. 2 изд., М., 1976.

М. Л. Миль.

**минимальная скорость летательного аппарата** — наименьшее значение скорости установившегося горизонтального (или почти горизонтального) полёта  $V_{\min}$ , допустимой в эксплуатации. **М. с.** называют также минимально допустимой скоростью и обозначают  $V_{\text{доп. М. с.}}$  устанавливается конструктором летательного аппарата с некоторым регламентированным запасом от скорости сваливания и эволютивной скорости. Скорости, рекомендуемые для выполнения полёта, назначаются в свою очередь с запасом от **М. с.** Выбираемые запасы должны быть достаточными для обеспечения безопасности полётов в массовой эксплуатации.

**минимум погодный**, **минимум метеорологический**, — минимальные значения параметров, характеризующих погодные условия взлёта, полёта по маршруту, захода на посадку или посадки воздушного судна (ВС), при которых они возможны. Параметрами **М. п.** являются высота принятия решения (ВПР) или высота нижней границы облаков, видимость и дальность видимости на взлетно-посадочной полосе. Различают минимумы ВС, аэродрома, командира воздушного судна (КВС) для взлёта и посадки в сложных метеоусловиях, а также минимум КВС для полётов по правилам визуальных полётов (ПВП).

**Минимум воздушного судна для взлета** — минимально допустимое значение дальности видимости на взлетно-посадочной полосе, позволяющее безопасно производить взлёт на данном типе ВС. **Минимум воздушного судна для посадки** — минимально допустимые значения ВПР к дальности видимости на взлетно-посадочной полосе (видимости), позволяющие проводить посадку на данном типе ВС. **Минимум аэродрома для взлёта** — минимально допустимые значения дальности видимости на взлетно-посадочной полосе и при необходимости высоты нижней границы облаков, при которых разрешается выполнять взлёт на данном типе воздушного судна с данного аэродрома. **Минимум аэродрома для посадки** — минимально допустимые значения дальности видимости на взлетно-посадочной полосе и ВПР или высоты нижней границы облаков, при которых разрешается выполнять посадку на данном типе ВС на данном аэродроме. **Минимум командира воздушного судна для взлёта** — минимально допустимое значение дальности видимости на взлетно-посадочной полосе, при которой командиру разрешается выполнение взлёта на данном типе ВС. **Минимум командира воздушного судна для посадки** — минимально допустимые значения ВПР и дальности видимости на взлетно-посадочной полосе (видимости), при которых командиру разрешается выполнение посадки на данном типе ВС. **Минимум командира воздушного судна для полёта по ПВП** — минимально допустимые значения высоты нижней границы облаков и видимости, при которых разрешаются визуальные полёты на данном типе ВС.

Минимумы для взлётов назначаются с учётом необходимости обеспечения безопасности взлёта (в том числе *прерванного взлёта*) при отказе *двигателя критического*, исходя из характеристик ВС (обзор из кабины экипажа и характеристики движения ВС при разбеге) и взлетно-посадочной полосе (покрытие, маркировка), их оборудования, а также квалификации командира ВС.

Минимумы для посадки назначаются с учётом необходимости обеспечения заданной вероятности успешных заходов на посадку и посадки, а также безопасного *ухода на второй круг* с ВПР. Минимумы для посадки определяются: характеристиками ВС при посадке и уходе на второй круг (устойчивость, управляемость, манёвренность, минимальная высота ухода, обзор из кабины экипажа), составом и характеристиками бортовой аппаратуры управления посадкой (точность наведения, степень *автоматизации посадки*, надёжность, минимально допустимые высоты использования и др.); характеристиками аэродрома (длина и ширина взлетно-посадочной полосы, состав и характеристики радио- и светотехнического оборудования, высота и расположение препятствий на приаэродромной территории); квалификацией КВС. Применительно к наиболее сложным метеоусловиям предусмотрены 3 категории минимумов для посадки.

В документах Международной организации гражданской авиации предусмотрены следующие эксплуатационные категории минимумов:

категория I — точный заход на посадку и посадка по приборам с ВПР не менее 60 м и либо при видимости не менее 800 м либо при дальности видимости на взлетно-посадочной полосе не менее 550 м;

категория II — то же, но с ВПР менее 60 м, но не менее 30 м, и при дальности видимости на взлетно-посадочной полосе не менее 350 м;

категория IIIA — то же, но а) — с ВПР менее 30 м или без ограничения по ВПР и б) при дальности видимости на взлетно-посадочной полосе не менее 200 м;

категория IIIB — то же, но а) с ВПР менее 15 м или без ограничения по ВПР и б) при дальности видимости на взлетно-посадочной полосе менее 200 м, но не менее 50 м;

категория IIIC — то же, но без ограничения по ВПР и дальности видимости на взлетно-посадочной полосе.

Если ВПР и дальность видимости на взлетно-посадочной полосе подпадают под разные категории, то категория, к которой относится данный полёт, может определяться либо ВПР, либо дальностью видимости на взлетно-посадочной полосе. Полёт будет выполняться по категории с более низким минимумом.

Минимумы аэродромов указываются в сборниках аэронавигационной информации, минимумы ВС — в руководстве по лётной эксплуатации, минимумы КВС — в пилотском свидетельстве. При выполнении конкретного полёта для взлёта и посадки устанавливается минимум по наибольшему из них.

*С. Л. Белгородский.*

**Минов** Леонид Григорьевич (1898—1978) — советский лётчик/планерист и парашютист, полковник, мастер парашютного спорта СССР (1934), мастер советского планеризма (1934), заслуженный работник культуры РСФСР (1970). Один из зачинателей советского парашютизма и организаторов воздушно-десантной службы в СССР. Окончил школу лётчиков-наблюдателей в Москве (1920), военную школу лётчиков в Зарайске (1921), высшую школу военных лётчиков в Москве (1923). Участник 1-й мировой и Гражданской войн. Изучал парашютное дело в США (1929), где первым из советских лётчиков совершил 3 учебно-экспериментальных прыжка (всего около 60 прыжков). Служил в Управлении ВВС РККА (1929—1933), Управлении авиации Осоавиахима (1933—1940), участник Великой Отечественной войны. Автор многих разработок, в том числе катапульты для запуска планеров в воздух, системы автостарта для взлёта планеров. **М.** присуждён диплом П. Тиссандье (Международной авиационной федерации). Награжден орденами Ленина, Красной Звезды, медалями.

**Л. Г. Минов.**

**мины авиационные** — морские (озёрные, речные) и сухопутные мины специальной конструкции для постановки с летательных аппаратов минных заграждений в акватории и на суше. **М.**, устанавливаемые в акватории, предназначены для поражения судов и подводных лодок; бывают якорными, донными или плавающими. **М.** состоит из герметичного корпуса, заряда взрывчатого вещества, взрывателя, электрической батареи, вспомогательных приборов и якоря (у якорных мин). По массе делятся на малые (до 500 кг) и большие (до 1000 кг). Глубина установки 9—800 м. Подрыв **М.** осуществляется контактными или неконтактными (акустическим, магнитным или гидростатическим) взрывателями. Для снаряжения **М.** применяются мощные взрывчатые вещества (например, смесь тротила, гексогена и алюминия); масса боевого заряда может быть в пределах от десятков до нескольких сотен килограмм. Для уменьшения скорости приводнения обычно служит парашют, однако некоторые донные **М.**, имеющие форму авиабомбы, сбрасываются без парашюта

(рис. 1). Основными преимуществами авиационного минирования акватории являются быстрота транспортировки мин на большие расстояния и возможность постановки в местах, не доступных для других средств доставки.

**М.**, входящие в авиационную систему сухопутного минирования, подразделяются на противопехотные, противотанковые и противотранспортные; их масса составляет от десятых долей килограмма до нескольких килограммов. Они транспортируются на самолётах и вертолётах в специальных контейнерах (рис. 2), из которых выбрасываются принудительно с временными интервалами, обеспечивающими заданную плотность минного заграждения.

*Ю. Л. Карпов.*

Рис. 1. Схема авиационной беспарашютной донной неконтактной мины: 1 — заряд взрывчатого вещества; 2 — стабилизатор; 3 — взрыватель.

Рис. 2. Вертолётная система сухопутного минного оружия (США): 1 — контейнер на 40 мин; 2 — противотанковая мина массой 2,7 кг; 3 — труба для размещения и выброса мин; 4 — ушки для подвеса контейнера на бомбодержатель.

**Михайличенко** Иван Харлампиевич (1920—1982) — советский лётчик, полковник, дважды Герой Советского Союза (1944, 1945). В Советской Армии с 1940. Окончил Ворошиловградскую военную авиационную школу пилотов (1943), Участник Великой Отечественной войны. В ходе войны был летчиком-штурмовиком, командиром звена, командиром эскадрильи штурмового авиаполка. Совершил 179 боевых вылетов. После войны в ВВС и Войсках ПВО (до 1962). Награждён орденом Ленина, 4 орденами Красного Знамени, орденами Александра Невского, Отечественной войны 1-й степени, Красной Звезды, орденами Славы 2-й и 3-й степени, медалями. Бронзовый бюст в г. Кадиевке Луганской области. Портрет см. на стр. 351.

*Лит.:* Смолин В., Крылатый шахтер, в кн.: Боевая доблесть. Донецк, 1971; Булкин С. П., Герои Отечества, 2 изд., Донецк, 1977.

*И. Х. Михайличенко.*

**Михеев** Сергей Викторович (р. 1938) — советский авиаконструктор, доктор технических наук (1984). После окончания Московского авиационного института (1962) в авиационной промышленности. С 1974 главный конструктор, с 1987 генеральный конструктор ОКБ имени И. И. Камова. Участвовал в создании вертолётов Ка-25, Ка-25К, Ка-26 и др. Под руководством **М.** созданы корабельные вертолёты Ка-27, Ка-28, Ка-29, вертолёт-штурмовик Ка-50 и вертолёты для народного хозяйства — Ка-32 и Ка-126, разрабатываются новые вертолёты различных схем и назначений, отличающиеся высокой энерговооружённостью, манёвренностью, топливной эффективностью и всепогодностью применения. **М.** внёс вклад в дальнейшее развитие конструкции и технологии изготовления лопастей из полимерных композиционных материалов, в создание схемы бесшарнирного крепления лопастей ко втулке несущего винта и новой системы управления соосными винтами. Ленинская премия (1982). Награждён орденом Октябрьской Революции. См. статью *Ка*. Портрет см. на стр. 351.

*С. В. Михеев.*

**«Мицубиси»** (Mitsubishi Jukogyo Kabushiki Kaisha; Mitsubishi Heavy Industries Ltd — МНН) — японский промышленный концерн, имеющий авиационный сектор (летательные аппараты и двигатели). Основан в 1870, авиационное производство с 1920. Первые самолёты разрабатывались иностранными специалистами или выпускались по германским лицензиям. К известным самолётам концерна относятся бомбардировщики G3M (первый полёт в 1934), Ki-21 (1936, см. рис. в таблице XXII), G4M (1939), Ki-67 (1942), штурмовик Ki-51 (1939), разведчик Ki-46 (1939), транспортный самолёт K3M (1928), истребители A5M (1935) и A6M (1939), выпущено 10499 в 8 вариантах, неофициальное название «Зеро», см. рис. в таблице XXII). В 1945 построены

опытные образцы перехватчика J8M с жидкостным реактивным двигателем (вариант германского самолёта Me 163). До конца Второй мировой войны концерн выпустил 18 тысяч самолётов около 100 типов и 52 тысячи авиадвигателей мощностью 750—1870 кВт. С возобновлением авиационного производства (1952) по лицензиям США выпускались истребители Норт Американ F-86F, Локхид F-104J, Макдоннелл-Дуглас F-4EJ, вертолёты Сикорский S-55, S-61, S-62, управляемые ракеты, турбореактивные двухконтурные двигатели JT8D, газотурбинные двигатели СТ63. В 1981—1990 велось производство истребителя Макдоннелл-Дуглас F-15J. К собственным разработкам концерна относятся лёгкий транспортный самолет короткого взлета и посадки MU-2 с двумя турбовентиляторными двигателями (1963), реактивный административный самолёт МП-300 (1978), сверхзвуковой тренировочный самолёт T-2 (1971) и истребитель-бомбардировщик F-1 (1975, см. рис. 1). Концерн участвует в разработке многоцелевого истребителя SX-3, (FS-X, рис. 2) на основе модели F-16, созданной концерном «Дженерал дайнемикс», в международной программе турбореактивных двухконтурных двигателей V.2500, в производстве ряда пассажирских самолётов США.

*Ю. Я. Шилов.*

Рис. 1. Истребитель-бомбардировщик F-1.

Рис. 2. Многоцелевой истребитель SX-3 (FS-X).

**мишень воздушная** — беспилотный аппарат (искусственная цель), имитирующий один, несколько или комплекс наиболее характерных признаков воздушной цели (ВЦ). **М. в.** предназначаются для доводки, испытаний и оценки эффективности новых систем оружия, а также для обучения и тренировки личного состава пускам неуправляемых и управляемых авиационных и зенитных ракет, стрельбе из авиационных и зенитных пушек. Многообразие ВЦ и широкий круг задач, решаемых при испытаниях систем оружия, приводят к необходимости использования различных типов **М. в.**, которые могут быть до- и сверхзвуковыми, высотными и маловысотными, одно- и многоцветового применения (наиболее распространённым способом обеспечения многоцветности **М. в.** является их спасение с помощью парашютных систем), **М. в.** подразделяются на неуправляемые (буксируемые, парашютные, пикирующие, аэростатные) и управляемые.

Неуправляемые **М. в.** по экономическим соображениям как наиболее простые и дешёвые средства широко используются на начальных этапах испытаний систем оружия и в процессе боевой подготовки войск для имитации отдельных признаков и свойств ВЦ. Управляемые **М. в.** применяются главным образом на заключительных этапах испытаний для комплексной проверки функционирования вооружения, оценки сходимости полученных результатов с априорными расчётными данными, а также при проведении крупных войсковых учений. В качестве современных управляемых **М. в.** используются самолёты-мишени, вертолёты-мишени и ракеты-мишени, создаваемые на базе серийных образцов, а также мишени специальной разработки. Последние представляют собой малоразмерные до- и сверхзвуковые (см. рис.) управляемые беспилотные летательные аппараты, имеющие обычно в качестве двигателя турбореактивный двигатель (иногда жидкостный реактивный двигатель). По сравнению с самолётами-мишенями они, как правило, имеют более высокие лётно-технические характеристики, дешевле и проще в техническом обслуживании и эксплуатации. Однако уменьшение размеров конструкции **М. в.** и её агрегатов не позволяет осуществить полную имитацию реальной ВЦ, что приводит к необходимости использования в качестве **М. в.** и серийных образцов авиационной техники. Полёт управляемых **М. в.** может осуществляться автономно по программе, задаваемой на земле, либо по радиокомандам с наземных или воздушных командных пунктов. Программное управление применяется в основном на сверхзвуковых **М. в.**, имеющих малые времена полёта.

Для максимально возможной имитации отражательных и излучательных свойств крупноразмерных типовых ВЦ на **М. в.** может устанавливаться специальная бортовая аппаратура (например, радиолокационные отражатели — так называемые линзы Люнеберга, системы металлических уголков либо активные ретрансляторы, а также тепловые излучатели-трассеры,

пропановые горелки). Имитация средств радиоэлектронного противодействия ВЦ осуществляется специально оборудованными **М. в.** — постановщиками помех.

Для оценки результатов стрельб и пусков ракет **М. в.** оснащаются аппаратурой попаданий и промахов. С целью контроля функционирования основных систем бортового оборудования и регистрации параметров траектории полёта на управляемых и аэростатных **М. в.** устанавливается аппаратура внешнетраекторных и радиотелеметрия, измерений, а также аппаратура автономной и принудительной ликвидации **М. в.** в аварийных ситуациях. Старт **М. в.** может осуществляться с самолёта, с взлетно-посадочной полосы, с наземных и корабельных пусковых установок. В последнем случае **М. в.** оснащаются стартовыми твердотопливными ускорителями.

*Б. А. Михайлов.*

Мишень (США) для имитации ракет и самолётов, летящих со скоростью, соответствующей Маха числа полёта до  $M_{\{\infty\}} = 4$ , на высотах до 30 км.

**многоплан** — то же, что *полиплан*.

**многослойные металлические материалы**, **слоистые металлические материалы**, — конструкционные материалы, состоящие из двух или более слоев однородных или разнородных металлов и сплавов, соединённых между собой посредством пластической деформации, наплавкой, сваркой, пайкой или совместной заливкой. **М. м. м.** — разновидность *композиционных материалов*, они обладают комплексом уникальных свойств, которые не имеет ни один из металлов или сплавов, составляющих многослойную композицию. **М. м. м.**, состоящие из двух основных слоев, часто называют биметаллами (например, дуралюмий — титан, титан — сталь, титан — медь); однако для обеспечения прочной металлической связи между этими слоями вводят один (например, ниобий в композиции титан — ниобий — медь) или несколько (например, ванадий и медь в композиции титан — ванадий — медь — сталь) промежуточных слоев.

В СССР **М. м. м.** впервые были разработаны в 1922 для цельнометаллического самолёта АНТ-2 на Кольчугинском заводе по обработке цветных металлов: листы кольчуг-алюминия с двух сторон плакировались алюминием с целью защиты от коррозии. Толщина плакировки алюминием листов из алюминиевых сплавов Д16, В95, Д19 и др, составляет 2—4% на одну сторону от толщины листа. Для предохранения фюзеляжа от ударных воздействий и эрозии (при посадке на лед или грунтовые аэродромы) у некоторых самолётов обшивка нижней части фюзеляжа и окантовка дверей выполнены из листов алюминиевого сплава Д16, плакированных тонким слоем титана (толщина 0,2—0,3 мм), или из многослойной композиции алюминиевых сплавов и титана.

С конца 40-х гг. для изготовления пайкой сложных конструкций различных агрегатов самолёта (в частности, теплообменной аппаратуры) применяются листы из алюминия, плакированные с одной или двух сторон сплавом силумин, который используется в качестве припоя. Толщина плакирующего слоя 3—7%. Припой наносится в виде тонкого покрытия на листы и плиты путём холодной или горячей прокатки.

**М. м. м.** используются для изготовления переходников, применяемых для соединения сваркой плавлением деталей из несвариваемых между собой разнородных металлов. В переходнике прочное соединение разнородных металлов обеспечивается совместной прокаткой, прессованием, кузнечной сваркой, а сварка плавлением при использовании переходника осуществляется через однородные металлы. Сварка плавлением деталей из алюминия и стали, алюминия и титана, титана и стали осуществляется только через биметаллические переходники, которые нашли широкое применение в самолётостроении и космической технике.

**М. м. м.**, выполненные из высокопрочных алюминиевых сплавов с прослойками из алюминия или титана, обладают более высоким ресурсом, чем монолитные материалы. Прокатно-сварные панели, выполненные из алюминиевых сплавов различных марок, с односторонним или двусторонним расположением каналов применяются в качестве теплообменной аппаратуры

летательных аппаратов.

*Н. И. Корягин.*

**многоцелевой летательный аппарат** — летательный аппарат, способный выполнять разнородные задачи. Основное направление обеспечения универсальности летательного аппарата состоит в применении многофункционального бортового оборудования; например, самолёт с многорежимной радиолокационной станцией, способной обнаруживать воздушные и наземные цели, при использовании соответствующего вооружения может решать задачи истребителя воздушного боя или ударного летательного аппарата. Другое направление состоит в применении быстро съёмного оборудования; например, при наружной подвеске контейнера со специальной аппаратурой истребитель может выполнять функции разведывательного самолёта. Некоторые конструкции летательного аппарата позволяют быстро производить в аэродромных условиях их радикальное переоборудование. Так, на вертолёте *Ka-26* в зависимости от полётного задания могут быть установлены пассажирская кабина, грузовая кабина, оборудование для проведения авиационно-химических работ в сельском хозяйстве, часто к **М. л. а.** относят и летательные аппараты, выпускающиеся в большом числе вариантов различного назначения (специализированных модификаций). Например самолёт Ан-2, вертолёт Ми-1 и др. При этом имеется в виду всё семейство летательных аппаратов данной марки). Применение **М. л. а.** снижает затраты на создание и эксплуатацию парка летательных аппаратов.

**моделирование** — исследование явлений, процессов, объектов или систем объектов путём построения и изучения их моделей; использование моделей для определения или уточнения характеристик и рационализации способов построения вновь конструируемых объектов. Необходимость **М.** при создании новых образцов авиационной техники и выяснении их эксплуатационных возможностей определяется не только относительно высокой стоимостью этих образцов, но и зачастую физической невозможностью воспроизведения реальных условий их работы при испытаниях. В связи с широким кругом задач, которые приходится решать при создании летательных аппаратов и других образцов авиационной техники, — аэродинамика летательного аппарата и его отдельных частей, динамика полёта, функционирование бортового оборудования и т. д. — в каждой области используются свои характерные методы и средства **М.**

**Аэродинамическое М.** — изучение на моделях в специальных лабораторных условиях аэродинамических явлений, сопровождающих обтекание реальных тел жидкостью или газом в натуральных условиях. Аэродинамическое **М.** базируется на теории подобия и анализе размерностей при широком использовании принципа относительности Галилея, который позволяет вместо движения тела в неподвижной среде изучать обтекание его однородным потоком жидкости или газа. При аэродинамическом **М.**, как правило, рассматриваются физически подобные явления; изменению подвергаются размеры моделей, скорость движения среды и иногда сама среда. Лишь в отдельных частных случаях модель среды может относиться к другой области физических явлений (электрогидродинамическая аналогия, теория мелкой воды и др., см. также статью *Электромоделирование*).

Необходимым и достаточным условием **М.** является соблюдение *подобия законов*. Если они выполнены, то для определения *аэродинамических характеристик* летательного аппарата, соответствующих натурным условиям, по данным, полученным в эксперименте, необходимо знать лишь численные значения *подобия критериев*. При одних и тех же значениях последних безразмерные значения независимых переменных при одинаковых безразмерных значениях времени и координат будут совпадать.

Однако строгое соблюдение необходимых и достаточных условий **М.** в лабораторных условиях в большинстве случаев неосуществимо. Не всегда сохраняются постоянными все критерии подобия, в *аэродинамическом эксперименте* модель помещается в поток ограниченных размеров, из-за малости модели не всегда удаётся воспроизвести все детали на её поверхности и т. д. Поэтому на практике обычно стремятся осуществить частичное **М.** по наиболее важным критериям подобия.

Изучением методов введения поправок на отличие лабораторных условий от натуральных занимается экспериментальная аэродинамика.

При установившемся движении геометрически подобных тел в несжимаемой вязкой жидкости условия **М.** будут выполнены при постоянных значениях *Рейнольдса числа* **Re**, числа Фруда  $Fr = V^2/fgL$  ( $V$  — характерная скорость,  $L$  — характерный размер,  $g$  — ускорение свободного падения) и углов, которые вектор скорости образует с осями системы координат, связанной с телом. **М.** по числу **Re**, определяющему степень влияния сил вязкости в процессе обтекания тела, становится особенно важным при изучении таких явлений, как *отрыв пограничного слоя* и *переход ламинарного течения в турбулентное*. Испытания при натуральных значениях числа **Re**, составляющих для летательных аппаратов несколько миллионов и более, проводятся в *аэродинамических трубах* с большими размерами рабочей части, в трубах переменной плотности, в которых циркулирует сжатый воздух или охлажденный газ (*криогенные аэродинамические трубы*), а также в специальных малотурбулентных трубах, в которых степень турбулентности потока близка к турбулентности свободной атмосферы. Получаемая в этих трубах экспериментальная информация позволяет определить аэродинамические характеристики летательного аппарата при малых дозвуковых скоростях полёта и на режимах взлёта и посадки. **М.** по числу **Fr** необходимо при изучении процесса падения тел в воздухе и при движении тел в воде. В первом случае для этой цели используются вертикальные аэродинамические трубы, во втором — *гидроканалы*.

При изучении неустановившихся или периодических движений жидкости или обтекаемых тел (нестационарное движение жидкости в следе за телом, обтекание вращающегося винта, колебание упругого крыла и т. д.) к указанным выше критериям подобия добавляется *Струхала число* **Sh**. При **М.** таких движений практически важной становится задача о колебаниях упругой конструкции летательного аппарата (*флаттер*). Цель таких исследований состоит в определении критической скорости флаттера, отделяющей устойчивые режимы колебаний от неустойчивых. Дополнительные условия **М.** в этом случае включают динамические и упругие свойства конструкции летательного аппарата.

При больших дозвуковых и сверхзвуковых скоростях полёта существенным становится учёт сжимаемости воздуха. Мерой влияния этого свойства среды является *Маха число* **М**. При  $M > M_*$ , где  $M_*$  — критическое число Маха, в сжимаемой среде качественно изменяется физическая картина обтекания тела: вблизи тела возникают скачки уплотнения, их взаимодействие с *пограничным слоем* во многих случаях вызывает отрыв потока от поверхности тела, существенно изменяется распределение давления по телу. Все эти явления приводят к резкому увеличению *сопротивления аэродинамического* (см. также статью *Звуковой барьер*) и значительным изменениям других аэродинамических характеристик. **М.** таких критических режимов обтекания проводится в трансзвуковых аэродинамических трубах.

Задача **М.** существенно усложняется с ростом числа Маха. Это связано с тем, что при  $M > 1$  кроме чисел **М** и **Re** в аэродинамических трубах необходимо воспроизводить высокие значения энтальпии торможения. Совместить эти условия в одной аэродинамической трубе невозможно. Поэтому экспериментальные исследования *гиперзвуковых течений* проводят в многочисленных установках, использующих различные принципы разгона потока до гиперзвуковых скоростей, **М.** гиперзвуковых течений по числам Маха и Рейнольдса проводится в гиперзвуковых аэродинамических трубах, *ударных трубах* и *импульсных трубах*. Получение больших значений чисел **М** в этих установках требует значительного подогрева газа для предотвращения его конденсации (см. *Скачок конденсации*). Без подогрева эта задача решается в *гелиевых трубах*, поскольку гелий имеет весьма низкую температуру конденсации.

**М.** полёта на больших высотах, соответствующее малым значениям числа **Re**, осуществляется в *вакуумных аэродинамических трубах* и в установках «молекулярный источник». Реализация гиперзвуковых потоков разреженного газа в этих установках осуществляется с помощью сильно

недорасширенных струй.

При **М.** гиперзвуковых течений термодинамически совершенного газа широко используется принцип гиперзвуковой стабилизации, согласно которому течение газа вблизи тела при  $M \rightarrow \infty$  стремится к некоторому предельному состоянию. В этом случае число **М** становится несущественным и выпадает из системы критериев подобия. Широкое применение на этих режимах нашла система критериев подобия, включающая критерий  $Re_0$ , в котором вязкость определяется по температуре торможения потока. Многочисленные теоретические и экспериментальные исследования, проведённые при различных условиях обтекания, показали, что в режиме гиперзвуковой стабилизации использование критерия  $Re_0$  позволяет скоррелировать результаты экспериментов не только при изменении числа **М**, но в ряде случаев и при изменении других параметров подобия.

При учёте реального газа эффектов, обусловленных большой энергией потока, к системе критериев подобия добавляется совокупность большого числа размерных и безразмерных параметров, характеризующих физико-химические процессы в воздухе (возбуждение внутренних степеней свободы молекул, диссоциация, ионизация, химические реакции, излучение и т. д.). В общем случае **М.** таких течений становится возможным лишь для одинаковых смесей при полном совпадении условий обтекания. Реализация таких условий в лаборатории крайне затруднительна, поэтому ограничиваются частичным **М.** Например, исследование влияния отношения удельных теплоёмкостей на аэродинамические характеристики тел проводится в гиперзвуковых аэродинамических трубах, в которых, помимо воздуха, используется углекислый газ или фреон. Другие вопросы изучаются в высокоэнталийных аэродинамических трубах с электродуговыми и высокочастотными подогревателями, в магнитогидродинамических трубах, в ударных электромагнитных трубах, а также в баллистических установках (стендах, трассах и установках).

При гиперзвуковых скоростях полёта летательный аппарат подвергается интенсивному аэродинамическому нагреванию. Особенно значительным оно становится на передних кромках, при взаимодействии ударных волн с пограничным слоем, при переходе ламинарного течения в турбулентное и т. д. Аэродинамическое нагревание летательного аппарата изучается на многих из перечисленных установках как традиционными, так и новыми методами исследования; среди последних наибольшее распространение получил метод термоиндикаторных покрытий (см. *Тепловые измерения*). При **М.** аэродинамического нагревания особенно важным становится соблюдение условий на поверхности летательного аппарата: температура и структура поверхности, её каталитические свойства и т. п. Поскольку в аэродинамических трубах в большинстве случаев не удаётся полностью смоделировать натурные условия, то возникает важная проблема о перенесении результатов испытаний на натурные условия.

В связи с развитием ЭВМ дополнительная информация в задачах **М.** может быть получена из численного эксперимента. Используя решение модельных задач, всегда можно оценить степень влияния отдельных критериев подобия на искомые безразмерные переменные, выделить из них основные и сократить тем самым общее число исходных критериев в последующих экспериментальных исследованиях. В некоторых случаях на основании этих данных можно определить вид зависимостей искомых безразмерных величин от тех критериев, которые имеют различные значения на модели и в натуре.

Использование численного эксперимента в качестве дополнительной информации в задачах **М.** становится особенно важным, когда те или иные физические явления проявляются не во всём поле течения, а лишь в отдельных его областях. В этом случае становится целесообразным локальное **М.** таких течений. Дополнительная информация здесь будет необходима для установления взаимно однозначного соответствия между критериями подобия, характеризующими течение в различных областях.

*В. Н. Гусев.*

**М. динамики полёта.** При математическом **М. динамики полёта** разрабатываются и используются математические модели летательного аппарата как объекта управления, сил и моментов, действующих на летательный аппарат, систем управления, силовых установок, атмосферы, *лётчика* и др. Эти модели в основном описываются системами обыкновенных дифференциальных уравнений. Степень сложности этих моделей меняется в зависимости от задачи исследования и степени приближения модели к изучаемым летательным аппаратам или процессам. Например, в простейшем случае эти модели могут описываться системой обыкновенных дифференциальных уравнений 1-го или 2-го порядка с постоянными коэффициентами. При изучении сложных пространственных движений летательного аппарата с учётом подробных моделей систем управления, силовой установки и др. порядок систем дифференциальных уравнений может достигать 100.

Математическое **М. полёта** применяется для определения динамических характеристик при известных моделях летательного аппарата, систем управления и др. (прямая задача динамики полёта); при определении параметров моделей (например, моделей сил и моментов, действующих на летательный аппарат возмущений и др.) по известным динамическим характеристикам (обратная задача динамики полёта, или задача идентификации); для синтеза систем (см. *Автоматическое регулирование*) и законов управления в соответствии с заданными техническими условиями и требованиями; при физическом **М.** для описания работы части реальных процессов, отсутствующих при физическом **М.**

Физическое **М.** (иногда его называют полунатурным **М.**) представляет собой метод исследования с использованием физических моделей. Физическое **М.** в задачах динамики полёта применяется, в основном, при анализе динамических характеристик летательного аппарата и его систем, экспериментальных исследованиях с реальной аппаратурой (или эквивалентной аппаратурой) в лабораторных условиях, решении прямой и обратной задач динамики полёта, синтезе систем и законов управления летательным аппаратом, обучении лётчиков и операторов полёту на конкретном самолёте в штатной и нештатной ситуациях. Для этих целей используются *динамически-подобные модели*, исследуемые в аэродинамических трубах, и свободно летающие модели, *летающие лаборатории*, стенды систем управления и *пилотажные стенды*.

Динамически-подобные и свободно летающие модели применяются, в основном для исследования характеристик летательных аппаратов на больших углах атаки, при *сваливании*, в штопоре и при выводе из штопора с целью повышения безопасности проведения таких исследований на пилотируемом летательном аппарате (а иногда и вместо исследований на пилотируемом летательном аппарате), а также при комплексных исследованиях летательных аппаратов новых схем.

Достоверность получаемых результатов обеспечивается, в основном аэродинамическим и динамическим подобием моделей и натурального летательного аппарата. Динамическое подобие обеспечивается совпадением законов изменения в безразмерном виде всех соответствующих параметров, приведённых к безразмерному виду, движение модели и натурального летательного аппарата при условии подобия граничных условий и аэродинамического подобия. Безразмерные уравнения движений содержат безразмерное время  $t = t/\{\{\tau\}\}$ , где  $\{\{\tau\}\} = m/(\{\{\rho\}\}SV)$ ; коэффициент относительной плотности  $\{\{\mu\}\} = 2m/(\{\{\rho\}\}Sb_A)$ ; безразмерные угловые скорости  $\{\{\omega\}\}_{x,y,z} = \{\{\omega\}\}_{x,y,z}L/V$ ; безразмерную скорость  $V = V/V_0$ ; где  $V_0$  — характерная скорость; квадраты безразмерных радиусов инерции  $r^2_{x,y,z} = I_{x,y,z}/(mL^2)$ , число Фруда (см. выше). Здесь  $t$  — текущее время,  $m$  — масса летательного аппарата (модели),  $\{\{\rho\}\}$  — плотность воздуха,  $V$  — скорость полёта,  $S$  — характерная площадь,  $b_A$  — САХ,  $\{\{\omega\}\}_{x,y,z}$  — угловые скорости вращения летательного аппарата относительно соответствующих осей,  $L$  — характерный размер (например,  $b_A$ ),  $I_{x,y,z}$  — момент инерции относительно оси  $x$ ,  $y$  или  $z$ .

Для обеспечения динамического подобия необходимо, чтобы следующие коэффициенты натурального летательного аппарата (индекс **H**) и модели (индекс **M**) совпадали:  $c_{x,y,zH} = c_{x,y,zM}$ ;  $m_{x,y,zH} = m_{x,y,zM}$

(см. *Аэродинамические коэффициенты*);  $\{\{\mu\}\}_H = \{\{\mu\}\}_M$ ;  $Fr_H = Fr_M$ ;  $r_{x,y,zH}^2 = r_{x,y,zM}^2$ .

Подобия одновременно по всем критериям добиться обычно не удаётся. Задача исследователя — обеспечить подобие по основным критериям, выбираемым в соответствии с решаемой задачей.

Летающие лаборатории, создаваемые на базе эксплуатируемых летательных аппаратов, предназначены для комплексных исследований летательных аппаратов новых схем, новых систем управления и для отработки отдельных этапов полёта в исследуемых областях режимов (см. также статью *Экспериментальные летательные аппараты*). Стенды систем управления создаются из блоков реальной или эквивалентной аппаратуры, связанных через специальные преобразователи с ЭВМ, на которых реализованы математические модели, необходимые при исследовании. Пилотажные стенды предназначены для исследований задач динамики полёта и оценки пилотажных характеристик летательных аппаратов.

При моделировании на пилотажных стендах понятие подобия включает эргономическое, динамическое и информационное подобие. Эргономическое подобие (см. *Эргономика авиационная*) предполагает соответствие ряда элементов стенда и летательного аппарата. Например, рычаги управления, сидения, приборная доска и др. на стенде и летательном аппарате должны быть одинаковыми. Динамическое подобие предполагает совпадение динамических процессов на пилотажном стенде, и летательном аппарате в реальном времени. Информационное подобие предполагает адекватную реальным условиям полёта информационную модель. Информационная модель — формируемое в сознании летчика (оператора) представление о режимах полёта в целом, о факторах, вызывающих их изменения, а также отображение единой информационной картины, получаемой с помощью приборов непосредственного наблюдений, воздействий на лётчика. При **М.** динамики полёта на пилотажном стенде полного подобия обеспечить не удаётся. Необходимо обеспечить признаки подобия для конкретных условий.

*П. М. Чернявский.*

**М. явлений аэроупругости** — разновидность физического **М.**, при котором в аэродинамических трубах испытывают специальные упругие модели летательных аппаратов, изготовленные в соответствии с критериями подобия Коши (отношение упругих и аэродинамических сил) и Ньютона (отношение инерционных и упругих сил). При **М.** статической аэроупругости (*реверс*, дивергенция, влияние упругости на аэродинамические характеристики) используется критерий Коши, а при **М.** динамической аэроупругости (*флаттер*, *бафтинг*, определение нагрузок на конструкцию при полете в неспокойном воздухе) учитываются оба критерия. При **М.** нагрузок от неспокойного воздуха перед моделью в трубе устанавливают генераторы аэродинамического возмущения. Для имитации свободного полёта модель монтируют на плавающей подвеске. При **М.** автоаэроупругости модель оснащают малогабаритными приводами органов управления на неё устанавливают датчики перегрузок и угловых скоростей, сигналы с которых поступают на внешние аналоговые или цифровые моделирующие системы, управляющие приводами.

*М. С. Галкин.*

*Лит.:* Мартынов А. К., Экспериментальная аэродинамика, 2 изд., М., 1958; Бислингхофф Р. Эшли Х., Халфмэн Р., Аэроупругость, пер. с англ., М., 1958; Исследование гиперзвуковых течений, пер. с англ., М., 1964. Бюшгенс Г. С., Студнев Р. В., Аэродинамика самолета. Динамика продольного и бокового движения, М., 1979; Седов Л. И., Методы подобия и размерности в механике, 9 изд., М., 1981; Лойцянский Л. Г., Механика жидкости и газа, 6 изд., М., 1987.

**Модель** — 1) копия летательного аппарата, а также его отдельных частей и агрегатов (обычно уменьшенная). Изготавливается из металла, дерева, пластмассы и других материалов. По назначению различают: спортивные **М.** (см. *Авиамодельный спорт*); аэродинамически-подобные **М.** для испытаний в аэродинамических трубах (см. *Аэродинамический эксперимент*) с целью определения аэродинамических характеристик летательного аппарата; дренированные **М.** для

замера значений и распределения действующих воздушных нагрузок; *динамически-подобные модели* (включая упруго- и конструктивно-подобные) для изучения явлений *аэроупругости*; *летающие модели* (телеуправляемые с земли или самолёта-носителя) для изучения критических режимов полёта, недопустимых в лётных испытаниях пилотируемых летательных аппаратов; **М.** для демонстрации применения летательного аппарата, разбора воздушных операций, учебных целей; сувенирные **М.**

2) Первоначальный, а также модернизированный или модифицированный вариант какого-либо летательного аппарата, отличающийся одним или несколькими признаками (пассажировместимостью, составом оборудования, тягой двигателей и т. д.).

**модернизация** (французский *modernisation*, от *moderne* — новейший, современный) **авиационной техники** — изменение конструкции, состава бортового оборудования и т. п. в соответствии с новейшими требованиями, нормами, достижениями науки и техники для улучшения каких-либо характеристик летательного аппарата. При **М.** не изменяется целевое назначение летательного аппарата, и в этом смысле модернизированный летательный аппарат можно рассматривать как усовершенствованную модификацию его исходного варианта.

**модификация** (позднелатинское *modificatio* — изменение, от латинского *modus* — мера, вид, образ и *facio* — делаю) **летательного аппарата** — видоизменение, преобразование, придание новых свойств исходному (базовому) варианту летательного аппарата. **М.** принято называть также и сам модифицированный летательный аппарат. В соответствии с задачей (целью) преобразования базового летательного аппарата различают усовершенствованные, специализированные и экспериментальные **М.** **Усовершенствованные М.** не отличаются от базового летательного аппарата по своему назначению и создаются с целью повышения его эффективности. Это достигается применением усовершенствованных двигателей, бортовых систем, оборудования, вооружения, внедрением в конструкцию новых материалов, улучшением аэродинамических характеристик, изменением размеров летательного аппарата (например, путём изменения длины фюзеляжа получают летательный аппарат другой пассажировместимости) и т. д. При создании таких летательных аппаратов в них, как правило, вносят различные улучшения (комплексные **М.**). **Специализированные М.** отличаются от исходного летательного аппарата способностью решать новые задачи (например, на базе истребителя может быть создан разведывательный самолёт, на базе пассажирского самолёта — противолодочный и т. д.). Достигается это установкой соответствующего специализированного оборудования и внесением необходимых изменений в конструкцию летательного аппарата. **Экспериментальные М.** создаются для проведения *лётных исследований*.

**М.** представляет собой (наряду с разработкой летательных аппаратов новых поколений) одно из основных управлений развития техники, носящего двойственный характер: скачкообразный — при появлении новых моделей машин и эволюционный — при разработке **М.**

Целесообразность разработки **М.** обусловлена быстрым моральным старением технических средств, продолжительными сроками между появлением летательных аппаратов новых поколений, что связано необходимостью накопления большого числа нововведений, в том числе результатов крупных научных открытий и «прорывов») для значительного повышения эффективности новой модели. Создание **М.** позволяет пополнять парк летательных аппаратов усовершенствованными образцами в более сжатые сроки и с меньшими затратами (за счёт преемственности конструкции, более высокого уровня стандартизации и унификации составных частей летательного аппарата и т. п.). **М.** отличаются от базового летательного аппарата своими обозначениями (см. *Обозначения летательных аппаратов*).

Зарождение **М.** как направления в развитии авиации относится ко второму десятилетию XX в. Так, например, на базе бомбардировщика «Илья Муромец» был создан дальний морской разведчик (поплавковая **М.**). Специализированные **М.** военных самолётов расширяли сферу их применения. Разработка **М.** в те годы осуществлялась последовательно. Позднее стали практиковать и

одновременную разработку семейства военных М. Так, например, были созданы Ил-28 (бомбардировщик), Ил-28Р (разведчик), Ил-28Т (торпедоносец), Ил-28У (учебный самолёт). М. гражданских самолётов появились в 20—30-е гг. (например, у пассажирского самолёта К-4 конструкции К. А. Калинина были аэросъёмочная и санитарная М.). В 1960—1970 создание М. стало планироваться на стадии проектирования базового летательного аппарата (определение обликовых характеристик М., обоснование включения в базовую конструкцию целесообразных резервов для развития М. и т. п.). В 1970—1980 приступили к одновременному созданию базового самолёта и семейства М. с общностью многих элементов конструкции, с единым двигателем (с тем же или другим их числом), с одним и тем же крылом, с различной длиной фюзеляжа и соответственно с иной пассажировместимостью и дальностью полёта. Этот метод проектирования получил название модульного.

Лит.: Шейнин В. М., Макаров В. М., Роль модификаций в развитии авиационной техники, М., 1982.

В. М. Шейнин.

**модульная конструкция двигателя** — конструкция, состоящая из отдельных модулей, каждый из которых представляет собой группу сборочных единиц и может быть заменён в условиях эксплуатации (при неисправности, выработке ресурса или модификации) без подгоночных, балансировочных работ и испытаний двигателя на стенде. Модулями двигателя могут быть как его отдельные функциональные части (вентилятор, компрессор, камера сгорания, турбина и т. д.), так и основные его сборочные единицы (ротор компрессора низкого давления, статор турбины высокого давления и т. д.).

Деление конструкции на модули производится с учётом прогнозируемой надёжности её элементов и обеспечения минимальных затрат времени, труда и материальных средств на производство, эксплуатацию и ремонт двигателей. Модули должны быть взаимозаменяемыми, легкосъёмными, приспособленными к контролю и эксплуатации по техническому состоянию (см. *Техническое обслуживание и ремонт авиационной техники по состоянию*), пригодными к автономному хранению и транспортированию. Ресурсы и сроки службы модулей могут устанавливаться дифференцированно и отличаться от ресурса и срока службы двигателя в целом. При модульном конструировании и изготовлении двигателей, как правило, обеспечивается возможность их разборки на модули и сборки модулями как в вертикальном, так и в горизонтальном (в интересах эксплуатации) положениях.

Применение модульных конструкций сокращает сроки создания и модификации двигателей, повышает их эксплуатационную и ремонтную технологичность, эффективность технического обслуживания и ремонта (обеспечивает возможность полнее использовать располагаемую долговечность узлов и деталей двигателей, сокращает их оборотный фонд и затраты на хранение и транспортирование). Современные двигатели в зависимости от их конструктивной сложности и назначения состоят из 5—18 модулей (см. рис.).

В. С. Куринов.

Модули двухконтурного турбореактивного двигателя Д-36: 1 — колесо вентилятора; 2 — вал вентилятора; 3 — корпус вентилятора со спрямляющим аппаратом; 4 — компрессор низкого давления; 5 — промежуточный корпус с компрессором высокого давления; 6 — камера сгорания; 7 — ротор турбины высокого давления; 8 — корпус опоры турбины; 9 — ротор турбины низкого давления; 10 — турбина вентиляторов; 11 — корпус задней опоры; 12 — коробка приводов.

**Можайский** Александр Фёдорович (1825—1890) — русский исследователь и изобретатель, создатель первого отечественного самолёта, контр-адмирал (1886). В 1836—1841 учился в Морском кадетском корпусе. В 1841—1862 и 1879—1882 служил в военно-морском флоте, в 1862—1879 — в гражданских ведомствах. С 1856 заинтересовался вопросами летания; изучал полет

птиц, воздушных змеев. В 1876 построил змей-планёр, на котором дважды поднимался в воздух (планёр буксировался тройкой лошадей). В 1876—1877 с успехом демонстрировал полёты модели своего самолёта, приводимой в действие часовой пружины. В 1877—1878 разрабатывал проект самолёта. Комиссия Военного министерства дала отрицательное заключение по этому проекту, указав среди прочих замечаний на недостаточную мощность силовой установки. **М.** продолжил свои работы с моделями и воздушными винтами. По заявке от 4(16) июня 1880 **М.** получил 3(15) ноября 1881 «привилегию» на свой «воздухоплавательный снаряд» — первый в России патент на летательный аппарат. Весной 1881 **М.** привез из Великобритании 2 паровые машины (7,46 и 14,9 кВт) с водотрубным котлом и холодильником для своего самолёта и начал заготавливать материалы и детали к нему. Летом 1882 он приступил непосредственно к постройке самолёта на отведённом ему участке военного поля в Красном селе под Петербургом. Летом 1883 **М.** завершил сборку самолёта, который стал первым отечественным натурным самолётом, доведённым до стадии лётных испытаний. Построенный самолёт имел существенные конструктивные отличия от заявленного в патенте; боковые винты с задних кромок крыла были перенесены в переднюю часть и приводились от более мощной паровой машины, все три винта были сделаны одного диаметра.

Самолёт **М.** (рис. в табл. II) представлял собой моноплан деревянной конструкции с крылом малого удлинения, расчаленным к двум стойкам и ступицам четырёхколёсного шасси, с лодкофюзеляжем и хвостовым оперением с рулями высоты и направления. Привод боковых винтов осуществлялся от паровой машины с помощью ремённой передачи, а центрального — через шестерённый редуктор. Ещё зимой 1883 проект самолёта **М.** рассматривала специальная комиссия Воздухоплавательного отдела Русского технического общества под руководством М. А. Рыкачёва. Отметив интерес, который представят опыты над полноразмерным летательным аппаратом, комиссия указала автору проекта на недостаточную мощность силовой установки. В течение двух лет **М.** в ходе наземных испытаний доводил конструкцию самолёта. Во второй половине июля 1885 была предпринята попытка поднять самолёт в воздух. Во время разбега по горизонтально уложенным деревянным рельсам самолёт накренился и сломал крыло. После этого испытания **М.**, сняв паровые машины, принялся восстанавливать самолёт. Убедившись в недостаточности мощности силовой установки, он заказывает на Обуховском сталелитейном заводе два дубликата 15-киловаттной паровой машины, намереваясь поставить на самолёт 3 паровые машины по 15 кВт. Смерть **М.** оставила этот замысел неосуществлённым. В 1979—1981 в Центральном аэрогидродинамическом институте были проведены широкие исследования по установлению облика самолёта **М.** (см. рис.), его воздушных винтов, весовые и прочностные расчёты. Модель этого самолёта, построенная в масштабе 1:20, продувалась в аэродинамических трубах Центрального аэрогидродинамического института с целью определения её аэродинамических характеристик. Основные параметры самолёта и результаты расчётов и продувок: размах крыла 23,2 м; площадь крыла 329 м<sup>2</sup>; удлинение крыла 1,64; площадь горизонтального оперения 41,4 м<sup>2</sup>; длина самолёта 25 м; высота самолёта 7,5 м; колея шасси 3 м; база шасси 9,4 м; диаметр воздушных винтов 4,75 м; частота вращения винтов 160 об/мин; КПД винта 0,55; мощность двигателей 22,36 кВт; масса двигателей с котлом, конденсатором и сепаратором 167,1 кг; удельная масса двигателей с котлом, конденсатором и сепаратором 7,47 кг/кВт; взлётная масса самолёта 1266 кг; нагрузка на крыло 3,85 кг/м<sup>2</sup>; энерговооружённость 0,0177 кВт/кг; аэродинамическое качество вдали от земли 4,05, вблизи земли 4,6; центр масс самолёта расположен на расстоянии, равном 38,6% средней аэродинамической хорды.

*Лит.:* Авиация в России. К 100-летию отечественного самолетостроения, М., 1983.

*В. И. Бычков.*

Реконструкция самолёта А. Ф. Можайского.

А. Ф. Можайский.

**Моисеев** Никита Николаевич (р. 1917) — советский учёный в области общей механики и

прикладной математики, академик АН СССР (1984; член-корреспондент 1966). Окончил МГУ в 1941. В 1948—1950 преподавал в Московском высшем техническом училище, в 1950—1955 работал в Ростовском университете. Профессор Московского физико-технического института (с 1956), заместитель директора Вычислительного центра АН СССР (1961—1987). Основные труды по динамике твёрдого тела, содержащего полости с жидкостью, асимптотическим и численным методам математической физики, теории оптимального управления и др. Государственная премия СССР (1980). Награждён 2 орденами Отечественной войны 2-й степени, 2 орденами Трудового Красного Знамени, орденом Красной Звезды, медалями.

**Соч.:** Численные методы в теории оптимальных систем, М., 1971; Асимптотические методы нелинейной механики, 2 изд., М., 1981.

**Н. Н. Моисеев.**

**молекулярная аэродинамика** — см. в статье *Разреженных газов динамика*.

**молниезащита летательного аппарата** — комплекс технических мероприятий, предотвращающих возникновение аварийной или катастрофической ситуации при воздействии на летательный аппарат разряда молнии. Вероятность поражения молнией зависит от геометрических размеров летательного аппарата, напряжённости электрического поля в точке местонахождения летательного аппарата, вида облачности, в которой проходит полёт (в среднем для самолётов гражданской авиации приходится один удар молнии на 2300—3000 ч налёта). Требования к **М.** летательного аппарата определяют *Нормы лётной годности*. Основной способ **М.** — соединение в общую массу элементов конструкции летательного аппарата (см. *Металлизация летательного аппарата*). Диэлектрические части конструкции и обтекатели антенн защищаются так называемыми молниезащитными шинами из дуралюмина, стали или меди. Стенки топливных баков рассчитываются на прохождение по ним тока молнии, не имеют острых выступов и размещаются не ближе 0,5 м от конца крыла. Радиотехнические системы защищаются с помощью электрических фильтров, экранизации и скрутки проводов, а также воздушными или вакуумными разрядниками. С целью проверки **М.** летательного аппарата проводятся испытания его модели на избирательность удара молнии, испытания элементов конструкции, антенных систем и бортового оборудования на действие разряда молнии и сертификационные испытания всего летательного аппарата на **М.** в целом.

**Лит.:** Базелян Э. М., Горин Б. И., Левитов В. И., Физические инженерные основы молниезащиты, Л., 1978.

**Молодчий** Александр Игнатьевич (р. 1920) — советский лётчик, генерал-лейтенант авиации (1962), дважды Герой Советского Союза (1941, 1942). В Советской Армии с 1937. Окончил Ворошиловградскую военную авиационную школу пилотов (1938), Военную академию Генштаба Вооруженных Сил СССР (1959). Участник Великой Отечественной войны. Служил в авиации дальнего действия. Совершил 311 боевых вылетов. После войны в ВВС (до 1965). Награждён 3 орденами Ленина, 3 орденами Красного Знамени, орденами Александра Невского, Отечественной войны 1-й степени, Красной Звезды, медалями. Бронзовый бюст в Луганске.

**Соч.:** Самолеты уходят в ночь, 2 изд., Киев, 1983.

**А. И. Молодчий.**

**Молоков** Василий Сергеевич (1895—1982) — советский лётчик, генерал-майор авиации (1940), один из первых Героев Советского Союза (1934). В Советской Армии с 1918. Участник Гражданской и Великой Отечественной войн. Окончил школу морских лётчиков в Самаре (1921), курсы усовершенствования при Военно-воздушной инженерной академии РККА имени Н. Е. Жуковского (1929; ныне Военно-воздушная инженерная академия имени профессора Н. Е. Жуковского). В 1934 участвовал в спасении экспедиции парохода «Челюскин», в 1937 — в воздушной экспедиции на Северный полюс. В 1938—1942 начальник Главного управления ГВФ.

В 1943—1945 командир авиационной дивизии. В 1946—1947 заместитель начальника Главного управления гидрометеослужбы при Совете Министров СССР. Член ЦИК СССР седьмого созыва. Депутат ВС СССР в 1937—1946. Награждён 3 орденами Ленина, 2 орденами Красного Знамени, орденам» Суворова 2-й степени, Кутузова 2-й степени, Отечественной войны 1-й степени, Красной Звезды, медалями.

Соч.: Мы выполнили свой долг, вот и все! [К спасению челюскинцев], М., 1935; Три полета, Л., 1939; Родное небо, 2 изд., М., 1987.

В. С. Молоков.

**Монгольфье** (Montgolfier), братья Жозеф Мишель (1740—1810) и Жак Этьен (1745—1799) — французские изобретатели теплового *аэростата*. Первый полёт построенного ими аэростата («монгольфьера») состоялся июня 1783. Аэростат (диаметром 11,4 м, объемом 600 м<sup>3</sup>) поднялся на высоту до 2000 м и пролетел за 10 мин около 2,5 км. Второй демонстрационный полёт аэростата (объём 12 тысяч м<sup>3</sup>) с «экипажем» из барана, петуха и утки состоялся 19 сентября 1783. Аэростат, изготовленный из грубого льняного полотна, обклеенного бумагой, поднялся на высоту около 500 м и через 10 мин благополучно опустился на расстоянии около 4 км от места старта. Третий полёт аэростата состоялся 21 ноября 1783 с экипажем в составе физика Ж. Пилатра де Розье и маркиза д'Арланда. В отличие от второго аэростата снизу оболочки имелась галерея для экипажа и топка для сжигания соломы с целью поддержания температуры воздуха внутри оболочки. Высота аэростата 22,7 м, диаметр около 15 м, масса оболочки и галереи около 675 кг. Аэростат продержался в воздухе около 25 мин, пролетев около 9 км (это был первый полёт людей на летательном аппарате). В 1784 братья М. предложили для спуска людей с аэростата использовать парашют, что было осуществлено в 1797. Ими оставлен ряд работ с описанием аэростатов. В их честь в 1960 учреждён диплом Международной авиационной федерации (см. *Награды Международной авиационной федерации*).

Ж. М. и Ж. Э. Монгольфье.

**«монгольфьер»** — то же, что *тепловой аэростат*.

**монобиплан** — см. в статье *Биплан*.

**монокок** (английский, французский monopocoque, от греческого monos — один, единый и французский coque, буквально — скорлупа, оболочка) — конструкция *фюзеляжа* или его хвостовой балки, мотогондолы и т. п. круглого, овального или другого сечения, состоящая из толстой обшивки и *шпангоутов* (без *стрингеров*). М. (см. рис.) отличается малым числом деталей и высокой технологичностью, но из-за необходимости усиления различных вырезов в чистом виде применяется редко (см. *Силовой набор*). Наиболее эффективен в элементах летательного аппарата, воспринимающих в основные крутящие моменты, а также в случаях, когда невозможно разместить продольный стрингерный набор без увеличения данного *миделевого сечения*.

**Монококовая конструкция отсека фюзеляжа: 1 — толстая обшивка; 2 — шпангоут.**

**моноплан** (от греческого monos — один и латинского planum — плоскость) — самолёт с одним крылом. М. различают: по расположению крыла относительно фюзеляжа (см. рис.) — высокопланы (см. также *Парасоль*), среднепланы, низкопланы; по способу крепления крыла к фюзеляжу — свободнонесущие, подкосные, расчалочные. По сравнению с *бипланом* М. имеет меньшее *сопротивление аэродинамическое*, но при этом реализуются большие *удельные нагрузки* на крыло, то есть необходима большая его прочность и, следовательно, масса.

Из М. наименьшим аэродинамическим сопротивлением обладает **среднеплан**, однако у него в наибольшей степени уменьшается полезное поперечное сечение фюзеляжа. Поэтому среднеплан целесообразно использовать в тех случаях, когда нет специальных ограничений на габариты поперечного сечения фюзеляжа, но требуется обеспечить максимальную скорость или

экономичность; обычно это бомбардировщики и истребители. **Высокоплан** обладает несколько большим сопротивлением, но у него наиболее полно можно использовать внутренним габариты фюзеляжа. Кроме того, у высокоплана предельно низкое расположение фюзеляжа над поверхностью аэродрома, что значительно облегчает погрузку и выгрузку техники и людей. Поэтому грузовые и военно-транспортные самолёты строят обычно в схеме высокоплана. Наибольшим из **М.** аэродинамическим сопротивлением обладает **низкоплан**. Однако пассажирские самолёты строятся в основной по этой схеме, так как аварийная посадка на воду — *расчётный случай*. Поскольку крыло обладает некоторой плавучестью, при посадке на воду фюзеляж низкоплана дольше не затопливается, что повышает вероятность спасения пассажиров.

Схема **М.** развивалась параллельно со схемой биплана. Меньшее аэродинамическое сопротивление **М.** позволяет по сравнению с бипланом увеличить максимальную и крейсерскую скорости полёта, манёвренность в вертикальной плоскости. Развитие методов аэродинамического расчёта и расчёта на прочность, авиационного материаловедения позволило значительно увеличить нагрузки на крыло. Необходимые *взлётно-посадочные характеристики М.* обеспечивались ростом энерговооружённости и широким внедрением взлётно-посадочной механизации (см. *Механизация крыла*). Всё это привело к тому, что с середины 30-х гг. **М.** практически полностью вытеснил биплан.

*Л. А. Курочкин.*

**Монопланы: а — высокоплан (Ил-76); б — среднеплан; в — низкоплан (Ил-86).**

**монреальская конвенция 1971** о борьбе с незаконными актами, направленными против безопасности гражданской авиации. На 1 января 1990 участниками **М. к. 1971** являлось 141 государство (СССР с 1971). Согласно конвенции, любое лицо считается совершившим преступление, если это лицо незаконно и преднамеренно совершает акт насилия в отношении лица, находящегося на борту воздушного судна в полёте, если такой акт может угрожать безопасности воздушного судна; либо разрушает воздушное судно, находящееся в эксплуатации, или причиняет этому воздушному судну повреждение, которое выводит его из строя, или может угрожать его безопасности в полёте; либо помещает (или совершает действия, приводящие к помещению) на воздушное судно, находящееся в эксплуатации, каким бы то ни было способом устройство или вещество, могущее разрушить воздушное судно или причинить ему повреждение, способное вывести судно из строя или угрожать его безопасности в полёте; либо разрушает или повреждает аэронавигационное оборудование или вмешивается в его эксплуатацию, если любой такой акт может угрожать безопасности воздушного судна в полёте; либо сообщает заведомо ложные сведения, создавая тем самым угрозу безопасности воздушного судна в полёте. Попытка совершить какой-либо из указанных актов или соучастие в нём также рассматривается конвенцией как преступление. Конвенция устанавливает обязанность каждого государства принимать в отношении таких преступлений суровые меры наказания.

**М. к. 1971** содержит нормы, аналогичные *Гаагской конвенции 1970* о борьбе с незаконным захватом воздушных судов, в отношении установления государствами своей юрисдикции над преступлением, принятия процессуальных мер по задержанию предполагаемого преступника и обращению с ним, расследования фактов, выдачи или наказания преступника и др.

*Лит.:* Международное воздушное право, кн. 1, М., 1980.

*Ю. И. Малеев.*

**монреальское соглашение 1966** заключено между перевозчиками — членами Международной ассоциации воздушного транспорта (ИАТА) и Управлением гражданской авиации США. Предусматривает обязательство участвующих в соглашении авиатранспортных предприятий внести в их правила перевозок положения об установлении повышенного предела ответственности перед пассажирами при перевозках, проходящих через США. Возражения перевозчика об

отсутствии вины с его стороны не допускаются, однако он может ссылаться на грубую вину потерпевшего. В М. с. 1966 предусмотрено, что содержащиеся в нём правила должны быть указаны в билете. При несоблюдении этого условия ссылки на ограничение ответственности перевозчика не допускаются. Хотя М. с. 1966 не является межправительственным соглашением, установленные им пределы ответственности применяются авиакомпаниями многих стран и при перевозках, не затрагивающих территорию США. Гражданская авиация нашей страны при перевозках, затрагивающих территорию США, руководствуется правилами о пределах ответственности, установленных этим соглашением.

**«Мораван»** (Moravan narodní podnik) — авиастроительная фирма Чехословакии. Образована в 1934 под названием «Злинска летецка сполечност», название «М.» получила после Второй мировой войны. Специализировалась на производстве спортивных самолётов. В 70-х гг. большой серией строила самолёты Z42, Z43 и Z50 и их варианты, с начала 80-х гг. выпускала самолёты Z142 (первый полёт в 1978) и Z50L/LS (1984) с поршневым двигателем, сельскохозяйственный самолёт Z37T «Агро турбо» с турбовинтовым двигателем (1983).

**«Моран-Сольнье»** (Morane-Saulnier) — самолётостроительная фирма Франции. Основана в 1911. Её разведчики и истребители монопланной схемы широко применялись в Первую мировую войну, причём Моран-Сольнье L (см. рис. в таблице VI) стал в 1915 одним из первых истребителей, способных вести огонь из неподвижного пулемёта через круг, ометаемый воздушным винтом (для этого на лопастях винта устанавливались уголки отражатели попадавших в них пуль). В числе известных самолётов последующего периода M.S.230 (первый полёт в 1929) — тренировочный самолёт массового производства (выпускался также на экспорт и по лицензиям в других странах) и M.S.406 (1938, см. рис. в таблице XXI) — один из истребителей нового поколения, созданных во Франции перед Второй мировой войной. Его основные характеристики: мощность двигателя 633 кВт, длина самолёта 8,15 м, высота 2,82 м, размах крыла 10,65 м, взлётная масса 2720 кг, максимальная скорость 486 км/ч, потолок 9400 м, максимальная дальность полёта 800 км, вооружение — пушка калибра 20 мм и 2 пулемёта калибра 7,5 мм. После войны фирма была воссоздана, выпускала в основном лёгкие (тренировочные, туристические и т. п.) самолёты, в том числе реактивные M.S.760 «Париж». В 1960 «М.-С.» была поглощена фирмой «Потез», а производство лёгких самолётов серии «Ралли» с поршневым двигателем продолжила SOCAT — дочерняя компания фирмы «Сюд авиасьон».

**морская авиация** — один из наиболее манёвренных родов сил ВМФ. В иностранных государствах М. а. называется авиацией ВМС. Предназначена для уничтожения надводных кораблей в море и на базах, поиска и уничтожения подводных лодок противника, постановки минных заграждений, обеспечения высадки десантов, содействия сухопутным войскам на приморских направлениях, ведения воздушной разведки, выдачи целеуказания в интересах применения оружия силами флота и решения других задач. Подразделяется на базовую (береговую) и палубную (корабельную).

Впервые авиация в боевых действиях на море применялась в Первую мировую войну, и её влияние на ход борьбы на море оценивалось достаточно высоко. Она выполняла воздушную разведку, корректировку артиллерийского огня при стрельбе надводных кораблей по береговым объектам, наносила удары по надводным кораблям и военно-морским базам, а также вела борьбу с авиацией противника. В целях увеличения радиуса действия самолётов в море в русском и иностранных флотах использовались авиатранспорты (предшественники современных *авианесущих кораблей*). Они имели на борту несколько гидросамолётов, которые спускались с корабля на воду для взлёта и поднимались на корабль с воды после посадки. Первые подразделения М. а. в России были сформированы в составе Балтийского и Черноморского флотов в 1912—1914. В 1915—1916 на вооружение поступили отечественные летающие лодки М-5 и М-9 Д. П. Григоровича, отличавшиеся высокими для того времени лётными характеристиками (см. *Григоровича самолёты*). Всего к началу 1917 русская М. а. имела в своём составе 269 самолётов. Регулярные части советской М. а. были созданы в 1918 и принимали участие в Гражданской войне, взаимодействуя с кораблями и войсками в боях под Петроградом, на Балтике, Чёрном море, на

реках Волга, Кама, Северная Двина и Онежском озере. В 20-е гг. **М. а.** перешла на единые с сухопутной авиацией формы организационные структуры. Её развитие осуществлялось в общем едином процессе развития ВВС. Специфичность боевого назначения и тесная связь **М. а.** с флотом требовали реорганизации её управления. В 1935 соединения и части **М. а.** были выведены из ВВС РККА и включены в ВМС РККА. С образованием 1 января 1938 Наркомата ВМФ определилось положение **М. а.** как одного из основных родов сил флота. **М. а.** стала называться на первом этапе ВВС ВМФ, а в последующем — авиацией ВМФ. В середине 30-х гг. были созданы ВВС Балтийского, Черноморского, Тихоокеанского и Северного флотов. Значение **М. а.** особенно возросло к 1938—1940, она стала одной из главных составных частей ВМФ СССР.

Незадолго до начала Второй мировой войны появились новые классы и подклассы самолётов: штурмовики, торпедоносцы, пикирующие бомбардировщики. В связи с этим создаются и новые роды сил **М. а.** — штурмовая и минно-торпедная авиация. Штурмовая авиация предназначалась для поражения живой силы и техники, а также малых кораблей и транспортов в море и на базах, минно-торпедная — для уничтожения крупных надводных кораблей (преимущественно в море), конвоев и для постановки активных минных заграждений. В Великобритании, Японии и США **М. а.** входила в состав флотов на правах самостоятельного рода сил. В период между мировыми войнами **М. а.** ведущих зарубежных стран развивалась как авианосная, в СССР — преимущественно как базовая. В этот период в составе **М. а.** иностранных государств произошли значительные изменения, в том числе и в соотношениях между различными родами авиации. Количественно состав авиации за этот период вырос в большинстве стран в 2 раза, качественные же изменения шли прежде всего по линии улучшения лётно-тактических свойств различных типов самолётов, в первую очередь увеличения скорости, продолжительности и высоты полёта, повышения мощности бомбового, торпедного, минного и огневого залпа, улучшения манёвренных и лётных качеств самолётов. Скорость полёта самолётов увеличилась более чем в 2,5 раза, практический потолок, бомбовый (торпедный, минный) залп и продолжительность полёта возросли в 1,5 раза. Торпедоносцы имели горизонтальную скорость полёта 225—275 км/ч, потолок 4000—5000 м, хорошую манёвренность и вооружались 350-мм или 450-мм торпедой массой 600—1000 кг. Увеличились скорость и потолок истребительной авиации до 350—400 км/ч и 8—10 тысяч м соответственно. Истребители вооружались пулемётами (2—4) и пушками (1—2).

Во Второй мировой войне **М. а.** была одной из главных ударных сил на морских театрах военных действий. Действия **М. а.** с авианосцев позволили не только повысить динамику и эффективность вооруженной борьбы на море, но и распространить воздушную и минную угрозу на обширные пространства океанских и морских театров. Значительным парком палубных истребителей и бомбардировщиков располагали США, Великобритания, Япония. К началу Великой Отечественной войны на вооружении авиации советские ВМФ состояли дальние торпедоносцы-бомбардировщики (ДБ-3, ДБ-3Ф), бомбардировщики (СБ, ТБ-3, Ар-2), истребители (И-15бис, И-16, И-153, Як-1, МиГ-1), гидросамолёты (МБР-2, Че-2). Всего в составе авиации ВМФ имелось 2824 боевых самолёта. В ходе войны произошло её перевооружение. Основными типами самолётов стали торпедоносцы и бомбардировщики Ту-2 и Ил-4, пикирующие бомбардировщики Пе-2, штурмовики Ил-2, Ил-10, истребители Як-3, Як-7, Як-9, Ла-5, Ла-7.

В ходе Великой Отечественной войны **М. а.** советских вооруженных сил активно участвовала в решении боевых задач, возложенных на ВМФ, привлекалась к выполнению заданий командования на сухопутных фронтах. Лётчики **М. а.** за годы войны произвели свыше 380 тысяч боевых вылетов, сбросили на врага свыше 40 тысяч т бомб и 1371 торпеду, выставили 2428 мин, потопили 778 и повредили 800 кораблей с десятками тысяч солдат и офицеров противника и сотнями тысяч тонн различных грузов, что составляет 2/3 от общего количества потопленных и повреждённых кораблей противника всем ВМФ СССР; сбили в воздушных боях и уничтожили на аэродромах около 5500 самолётов противника. В августе 1941 морские лётчики под командованием Е. И. Преображенского нанесли первые удары по Берлину. Важнейшими принципами применения **М. а.** были концентрация усилий на главных направлениях и по важнейшим объектам, экономия сил, внезапность нанесения ударов, скрытность подготовки действий. В годы войны

57 соединений и частей **М. а.** награждены орденами, 25 частей стали гвардейскими, 259 лётчикам присвоено звание Героя Советского Союза, пятеро удостоены этого звания дважды (*Б. Ф. Сафонов, В. И. Раков, И. В. Челноков, И. Г. Степанян, А. Е. Мазуренко*). Из более чем 500 таранов, совершённых советскими лётчиками, 38 принадлежат лётчикам **М. а.**

После войны на вооружение авиации ВМФ СССР стали поступать реактивные самолёты-торпедоносцы Ил-28 и Ту-14, реактивные истребители МиГ-15, МиГ-17, МиГ-19, а также гидросамолёты Бе-6. Создаются новые роды авиации ВМФ — противолодочная и морская ракетноносная. Развитие авиации ВМС ведущих зарубежных стран направлено на повышение скорости и потолка летательных аппаратов, увеличение огневой мощи и совершенствование радиотехнического оборудования. В своём составе авиация ВМС этих стран насчитывала к концу 80-х гг. свыше 10000 самолётов и вертолётов. Подразделения авиации ВМС предназначены главным образом для наступательных боевых действий на море самостоятельно или во взаимодействии с подводными лодками и надводными кораблями, а также для ударов по береговым объектам и содействия сухопутным войскам на приморских направлениях.

**М. а.** нашей страны организационно состоит из ВВС флотов, являющихся оперативными объединениями, авиационных соединений, отдельных авиационных частей и подразделений. В США и Великобритании авиация ВМС по оперативной организации подразделяется на авиацию флотов и оперативных соединений, по повседневной организации — на корабельную, авиацию морской пехоты и берегового базирования (патрульная). Эти роды авиации ВМС состоят из авиационных крыльев, авиационных групп, эскадрилий и отрядов (звеньев).

В 80-х гг. почти во всех странах чётко определилась тенденция к специализации — созданию самолётов и вертолётов для решения вполне определенных задач на море. Поэтому на вооружение **М. а.** большинства стран принимаются специально созданные поисково-ударные системы для борьбы с подводными лодками, ударные системы для поражения надводных кораблей и самолётов, противоминные — для поиска и траления мин, разведывательные системы для выяснения морской обстановки и др. В развитии **М. а.** наметилась тенденция повсеместного проникновения её на различные надводные корабли и суда обеспечения. Корабельная авиация в том или ином качестве находится на вооружении практически всех надводных кораблей водоизмещением от 3—4 тысяч т. Этому способствуют значительные усовершенствования вертолётов и самолётов с вертикальным (укороченным) взлётом и посадкой, которые делают **М. а.** ещё более мощной силой флота. Современная **М. а.** отличается универсальностью, манёвренностью, мобильностью. Она может решать задачи как самостоятельно, так и во взаимодействии с другими силами в сложных метеорологических условиях днём и ночью, в широком диапазоне высот и скоростей полета.

*Г. А. Кузнецов.*

**Москалев** Александр Сергеевич (1904—1982) — советский авиаконструктор, профессор (1941), кандидат технических наук (1950), полковник-инженер. После окончания Ленинградского государственного университета (1928) работал на заводе «Красный лётчик», где была построена его летающая лодка МУ-3. С 1932 заместитель начальника, начальник ОКБ Воронежского авиационного завода. В 1930—1945 разработал свыше 35 проектов и построил 23 типа лёгких самолётов (марка САМ — самолет А. Москалёва) различного назначения, в том числе санитарный самолёт САМ-5бис (1936), экспериментальный самолёт «Стрела» (1937) бесхвостой схемы с треугольным крылом малого удлинения (рис. в таблице XIII) и др. На самолётах **М.** был установлен ряд рекордов дальности и высоты полёта. Во время Великой Отечественной войны под руководством **М.** развернулось опытное и серийное производство воздушно-десантной техники (многоместные десантные подвесные кабины для самолётов ДБ-3Ф, планеры О. К. Антонова А-2 и А-7, мотопланеры САМ-24, САМ-22, САМ-28 и др.). С 1948 на преподавательской работе в Ленинградской военно-инженерной академии имени А. Ф. Можайского. Награждён орденами Красной Звезды, «Знак Почёта», медалями. Портрет см. на стр. 361.

*Лит.: Чутко И. Э., Мост через время, М., 1989.*

**московский авиационный завод №39 имени В. Р. Менжинского** — берет начало от ремонтного завода «Авиароботник», образованного в 1921 в Москве и входившего в трест «Промвоздух» Управления ВВС РККА. В 1927 получил название авиационного завода №39 имени В. Р. Менжинского, в начале 1930 включён в авиационную промышленность. Особая роль предприятия в истории советской авиационной промышленности обусловлена тем, что оно стало важной (наряду с отделом авиации, гидроавиации и опытного строительства Центрального аэрогидродинамического института) производственной базой опытного самолётостроения в стране. В действовавшем при заводе Центральном конструкторском бюро (см. ЦКБ) были разработаны такие известные самолёты, как И-5, И-15, И-16, МБР-2, ДБ-3. Изготовлена гондола для стратостата «СССР». В 1934—1936 большинство конструкторских бригад ЦКБ перевели на серийные заводы, а на заводе №39 осталось только КБ С. В. Ильюшина, которое в предвоенные годы работало над модификациями бомбардировщика ДБ-3 и создало штурмовик Ил-2. Наряду с опытным строительством завод осуществлял и серийное производство самолётов: выпускался бомбардировщик ДБ-3; небольшими сериями строились истребители И-З, И-15, И-16, ДИ-6, Пе-3, бомбардировщик Пе-2. Награждён орденами Ленина (1936), Трудового Красного Знамени (1940). В октябре 1941 завод №39 был эвакуирован и продолжил свою деятельность в Иркутске, а КБ Ильюшина находилось в эвакуации в Куйбышеве на заводе №18 (с апреля 1942 — в Москве; позже это *Московский машиностроительный завод имени С. В. Ильюшина*).

**московский авиационный институт (МАИ) имени Серго Орджоникидзе** — высшее учебное заведение в области авиационного строительства. Основан в 1930 на базе аэромеханического факультета Московского высшего технического училища. В 1935 институту присвоено имя Серго Орджоникидзе. С институтом связана деятельность таких учёных и конструкторов, как В. С. Авдеевский, П. Д. Грушин, М. Д. Миллиончиков, В. М. Мясичев, В. И. Петров, И. И. Поликарпов, Ю. А. Рыжов, А. И. Туполев, Б. И. Юрьев, А. С. Яковлев, М. К. Янгель и др. Среди выпускников института 164 лауреата Ленинской премии, крупные учёные, генеральные и главные конструкторы Р. Д. Беляков, Г. В. Новожилов, М. Н. Тищенко, А. А. Туполев и др., а также летчики-космонавты СССР В. И. Волков, А. С. Иванченков, В. И. Кубасов, В. В. Лебедев, М. Х. Манаров, С. Е. Савицкая, В. И. Севастьянов.

В составе института (1990): факультеты — летательных аппаратов, бортовых автоматизированных систем и установок летательных аппаратов, самолето- и вертолётостроения, двигателей летательных аппаратов, систем управления, приборостроения, энергетики летательных аппаратов, радиоэлектроники летательных аппаратов, экономики и организации производства летательных аппаратов, прикладной математики, прикладной механики, завод-втуз, 2 филиала, 12 вечерних отделений, дневное и вечернее подготовительное отделения, факультеты повышения квалификации преподавателей втузов и инженерно-технических работников; 83 кафедры, научно-исследовательский сектор, в котором 8 проблемных и 16 отраслевых лабораторий, а также 80 научных отделов и лабораторий при кафедрах. В 1990/1991 гг. в институте обучалось около 26 тысяч студентов, работало свыше 2 тысяч преподавателей, в том числе академики и члены-корреспонденты АН СССР, свыше 200 профессоров и докторов наук, около 1000 доцентов и кандидатов наук.

Издаются «Труды» института (с 1935), многотиражная газета «Пропеллер» (с 1931). За годы существования институт подготовил свыше 80 тысяч специалистов. В студенческом КБ института разработаны самолёт «Квант» (5 мировых рекордов в 1979—1983), радиолобительские искусственные спутники Земли серий «Радио» (запущены в 1978) и «Искра» (запущены в 1982—1983). С 1966 существует на общественных началах физико-математическая школа института для учащихся старших классов. Институт награждён орденами Ленина (1945), Октябрьской Революции (1980).

Ю. А. Рыжов.

**московский авиационный технологический институт** (МАТИ) имени К. Э. Циолковского — высшее учебное заведение в области технологии авиастроения. Основан в 1940 на базе Московского института инженеров ГВФ имени К. Э. Циолковского. История института начинается с 1933, когда был образован *Дирижаблестроительный учебный комбинат*, преобразованный затем в Московский институт инженеров ГВФ имени Циолковского. С институтом связана деятельность таких учёных и конструкторов, как *С. В. Серенсен*, *А. А. Туполев*, *И. И. Фридляндер* и др. В составе института (1990): дневные факультеты — авиационно-технологический, технологии авиаконструкций из композиционных материалов, авиационно-механический, радиоэлектронной аппаратуры; филиал в г. Ступино Московской области; 6 вечерних факультетов; вечернее и дневное подготовительные отделения; межотраслевой институт повышения квалификации и переподготовки специалистов промышленности; факультет повышения квалификации преподавателей вузов; 40 кафедр, 17 филиалов кафедр, 14 учебно-научно-производственных комплексов на базе предприятий; научно-исследовательская часть, в которой 2 проблемные и 28 отраслевых лабораторий. В 1989/1990 учебном году в институте обучалось 9 тысяч студентов, работало 700 преподавателей, в том числе 2 член-корреспондента АН СССР, 50 профессоров и докторов наук, около 350 доцентов и кандидатов наук. В 1940—1971 выходили «Труды МАТИ». Издаются «Труды молодых учёных и специалистов МАТИ имени К. Э. Циолковского» (с 1978), сборник трудов Всесоюзной студенческой научно-технической конференции «Гагаринские и Королёвские чтения» (с 1983). Институт был соучредителем ассоциации инженерных вузов и государственно-кооперативного объединения «Дирижаблестрой СССР».

*Б. С. Митин.*

**московский вертолётный завод** имени М. Л. Миля — берёт начало от ОКБ по геликоптеростроению, основан в конце 1947 и возглавлявшегося *М. Л. Милем*. Первоначально ОКБ базировалось на территории Центрального аэрогидродинамического института, в г. Жуковском Московской области, с 1948 располагалось в подмосковном Тушине, с 1951 — в Москве. Современное название предприятие носит с 1967, имя Миля присвоено в 1970. Награждено орденом Трудового Красного Знамени (1977). О вертолётах, созданных на предприятии под руководством Миля и его преемников, см. в статье *Ми*.

**московский государственный технический университет** (МГТУ) имени И. Э. Баумана — см. *Московское высшее техническое училище*.

**московский институт инженеров гражданской авиации** (МИИГА) — высшее учебное заведение, осуществляющее подготовку авиационных инженеров для технической эксплуатации воздушных судов. Основан в 1971. В составе института (1990): факультеты — механический, авиационного оборудования, радиоэлектронного оборудования и вычислительной техники; вечерний, заочный, повышения квалификации руководящих работников гражданской авиации и преподавателей вузов отрасли; дневные и вечерние подготовительные отделения; 29 кафедр, научно-исследовательский сектор, 11 отраслевых лабораторий; учебная авиационно-техническая база; база эксплуатации радиотехнического оборудования и связи; вычислительный центр, студенческое КБ. В 1989/1990 учебном году в институте обучалось около 4 тысяч студентов, работало свыше 300 преподавателей, в том числе 30 профессоров и докторов наук, 160 доцентов и кандидатов наук. Набор студентов производится приёмными комиссиями в Москве и Тюмени. Издаются межвузовские тематические сборники научных трудов института по пяти направлениям (с 1977).

**московский машиностроительный завод** имени С. В. Ильюшина. История предприятия восходит к 1933, когда при *Московском авиационном заводе №39* имени В. Р. Менжинского было образовано Центральное конструкторское бюро (см. *ЦКБ*), а в нём бригада по разработке дальнего бомбардировщика, возглавлявшаяся, как и ЦКБ в целом, *С. В. Ильюшиным*. В 1935 это конструкторское подразделение получило статус ОКБ. В составе ЦКБ Ильюшиным были созданы экспериментальный самолёт ЦКБ-26, дальний бомбардировщик ДБ-3 (ЦКБ-30) и его модификации, штурмовик Ил-2 (ЦКБ-55). В октябре 1941 ОКБ было эвакуировано в Куйбышев на

завод №18, а в апреле 1942 возвращено в Москву на территорию завода №240. Здесь разработки и опытное строительство самолётов семейства Ил были продолжены. В 1946 к предприятию был присоединён завод №482, где ранее базировалось ОКБ *В. М. Мясищева*. Указанное название и имя Ильюшина предприятие носит с 1977. Оно награждено орденами Ленина (1942), Октябрьской Революции (1983), Красного Знамени (1944), Трудового Красного Знамени (1969). О самолётах, созданных на предприятии под руководством Ильюшина и его преемника *Г. В. Новожилова*, см. в статье *Ил*.

**московский машиностроительный завод имени А. И. Микояна**. История предприятия восходит к 1939, когда на московском авиационном заводе №1 (бывший «Дукс») был образован Опытный конструкторский отдел (ОКО). Здесь *А. И. Микоян* (руководитель отдела) и *М. И. Гуревич* разработали истребители МиГ-1 и МиГ-3, которые строились заводом №1 серийно. В октябре 1941 ОКО был эвакуирован вместе с заводом в Куйбышев. В марте 1942 отдел перевели в Москву, на территорию бывшего завода №480, и преобразовали в опытный завод №155, где были продолжены разработки и опытное строительство истребителей семейства МиГ. Указанное название — с 1978, имя Микояна присвоено в 1971. Предприятие награждено орденами Ленина (1957), Октябрьской Революции (1975), Трудового Красного Знамени (1982). О самолётах, созданных на предприятии под руководством Микояна и его преемника *Р. А. Белякова*, см. в статье *МиГ*.

**московский машиностроительный завод «Скорость» имени А. С. Яковлева** — берёт начало от Государственного союзного завода №115, образованного в 1934. Основу этого предприятия составила выделившаяся из *Московского авиационного завода №39* имени *В. Р. Менжинского* конструкторско-производственная группа («группа лёгкой авиации») *А. С. Яковлева* (до этого, в 1927—1932, группа Яковлева была, по существу, самодеятельной и при финансовой и технической помощи *Осоавиахима* создала ряд лёгких самолётов серии *АИР*). В качестве производственной базы использовалась кроватная мастерская. В октябре 1941 большая часть предприятия эвакуирована в Новосибирск на территорию авиационного завода №153, где был образован филиал завода №115, а часть предприятия оставалась в Москве. В марте 1942 была начата реэвакуация завода. О самолётах и вертолётах, созданных под руководством Яковлева, см. в статье *Як*. Указанное название предприятие носит с 1966, имя Яковлева присвоено в 1990. Награждено орденами Ленина (1942), Красного Знамени (1944), Октябрьской Революции (1981).

**московский физико-технический институт** (МФТИ) — высшее учебное заведение по подготовке научно-инженерных кадров для академических институтов, НИИ и КБ ряда отраслей промышленности, в том числе авиационной. Основан в 1951 на базе физико-технологического факультета МГУ. Известен системой обучения, получившей название «система физтеха». Учебный процесс органически сочетает фундаментальное общетеоретическое и инженерное образование и научно-исследовательскую работу студентов, организуемую на базе академических институтов, НИИ и конструкторских бюро. С институтом связана деятельность *О. М. Белоцерковского* (ректор института в 1963—1987), *А. В. Белякова*, *Г. С. Бюшгенса*, *К. К. Васильченко*, *Г. И. Загайнова*, *В. Я. Нейланда*, *Д. А. Огородникова*, *И. Ф. Петрова* (первый ректор МФТИ, 1952—1963), *Г. П. Свищёва*, *Л. И. Седова*, *А. Ф. Селихова*, *В. В. Сычёва*, *О. И. Фаворского*, *С. А. Христиановича* и других учёных и специалистов. Среди выпускников МФТИ (1990) 40 академиков и членов-корреспондентов АН СССР; в составе института было 9 факультетов, обучалось около 5500 студентов и аспирантов. При МФТИ работают факультет переподготовки кадров для различных отраслей промышленности, в том числе авиационной, заочная физико-техническая школа, в которой обучается 10—12 тысяч школьников 9—11-х классов. В подготовке студентов участвовало 102 академика и членов-корреспондентов АН СССР, 550 профессоров и докторов наук. Подготовка специалистов в области авиационной науки и техники осуществляется на факультете аэромеханики и летательной техники (ФАЛТ, до 1965 аэромеханический факультет). Студентами ФАЛТ выполняются актуальные научно-исследовательской работы, входящие в планы базовых организаций (Центрального аэрогидродинамического института, центрального института авиационного моторостроения, Летно-исследовательского института и др.). Институт награждён орденом Трудового Красного Знамени (1967).

**московское авиационное производственное объединение имени П. В. Дементьева** — берёт начало от завода «Дукс» и ведёт отсчёт своей истории от 1909, когда на этом заводе был изготовлен первый самолёт. После национализации (1918) «Дукс» был переименован в Государственный авиационный завод №1. В разные годы в КБ завода работали *И. И. Поликарпов, Д. П. Григорович, А. И. Микоян, М. И. Гуревич* и другие конструкторы. В 20—30-х гг. выпускались самолёты различных типов, главным образом разведчики и истребители (Р-1, Р-2, И-1, И-2, И-2бис, Р-5, И-5, И-15, И-15бис, Р-З, И-153 и др.). Перед Великой Отечественной войной (в 1940) было развёрнуто производство истребителей МиГ-1 и МиГ-3. В октябре 1941 завод №1 был эвакуирован и продолжил свою деятельность в Куйбышеве (см. статью *Куйбышевский завод «Прогресс»*). В Москве на территории завода оставалась бригада по ремонту самолётов, но уже в декабре 1941 здесь был образован завод №30, приступивший к производству штурмовиков *Ил-2* (в годы войны завод выпустил их около 9000). После войны завод №30 (с 1963 — завод «Знамя труда») строил пассажирские самолёты *Ил-12, Ил-14, Ил-18, бомбардировщик Ил-28, истребители Як-26* (опытная серия), *Су-9*. С 1962 завод производил истребители семейства МиГ (*МиГ-21, МиГ-23, МиГ-29*). Предприятие награждено 2 орденами Ленина (1945, 1970). В 1974 на основе завода образовано производственное объединение.

**московское высшее техническое училище** (МВТУ; с 1989 — **Московский государственный технический университет**) имени *И. Э. Баумана* — высшее учебное заведение машино- и приборостроительного профиля, готовит инженерные кадры для предприятий, КБ, НИИ по 40 специальностям. Основано в 1830 как Московское ремесленное учебное заведение для «подготовки искусных мастеров с теоретическими сведениями», с 1868 — Императорское техническое училище, в 1917—1989 — Московское высшее техническое училище. В 1930 училищу присвоено имя *И. Э. Баумана*. В 1872—1921 в училище преподавал *Н. Е. Жуковский*. С 1909 он начал читать курс «Теоретические основы воздухоплавания», положивший начало широкой пропаганде авиационных знаний среди учащейся молодёжи. Это способствовало возникновению авиационной специализации в вузах, обучению лётчиков и инженеров теории авиации. В том же году был организован студенческий воздухоплавательный кружок. В 1910 создана аэродинамическая лаборатория и проведена первая московская воздухоплавательная выставка. В 1914 при Московском высшем техническом училище открылись Теоретические курсы авиации, после окончания которых слушатели обучались полётам в Московской школе авиации при *Московском обществе воздухоплавания*. В 1919 на базе Теоретических курсов авиации был открыт авиатехникум, преобразованный в 1920 в Институт инженеров Красного Воздушного Флота (впоследствии *Военно-воздушная инженерная академия* имени профессора *Н. Е. Жуковского*). В 1916 при аэродинамической лаборатории Московского высшего технического училища было организовано Авиационное расчётно-испытательное бюро для проведения опытных и теоретических исследований, связанных с конструированием самолётов. После организации Центрального аэрогидродинамического института (в 1918) аэродинамической лаборатория с бюро стали базой экспериментального аэродинамического отдела Центрального аэрогидродинамического института, а позже его крыловой секции. К 1920 в Московском высшем техническом училище была создана аэродинамическая специализация, в учебные планы которой входили гидродинамика, экспериментальная аэродинамика, воздушные винты, авиадвигатели, расчёт самолётов на прочность, конструкция самолётов. В 1925 в системе механического факультета Московского высшего технического училища организуется аэромеханическое отделение, которое в 1930 преобразуется в самостоятельный аэромеханический факультет. В 1930 на базе этого факультета было создано Высшее аэромеханическое училище, преобразованное в том же году в Московский авиационный институт (МАИ).

Московское высшее техническое училище — один из крупнейших вузов России, в котором обучалось свыше 20 тысяч студентов (1990); было свыше 2100 преподавателей, в том числе 5 академиков и членов-корреспондентов АН СССР, 255 профессоров и докторов наук, свыше 1200 доцентов и кандидатов наук. С 1987 в Московское высшее техническое училище действуют 7 НИИ. Из стен Московское высшее техническое училище вышли многие известные конструкторы

и учёные в области авиации (*А. А. Архангельский, В. П. Ветчинкин, В. А. Добрынин, В. Я. Климов, С. А. Лавочкин, А. И. Макаревский, А. А. Микулин, В. М. Мясичев, В. М. Петляков, А. И. Путилов, Б. С. Стечкин, П. О. Сухой, А. И. Туполев, А. Д. Швецов, Б. И. Юрьев* и др.). С 1934 издаются научные труды. Московское высшее техническое училище награждено орденами Ленина (1955), Октябрьской Революции (1980), Трудового Красного Знамени (1933).

*Лит.:* Московское высшее техническое училище имени И. Э. Баумана, 1830—1980, М., 1980.

**московское машиностроительное производственное объединение имени В. В. Чернышёва** — берёт начало от образованных в 1932 ремонтных мастерских ГВФ. С 1933 — завод №163 НИИ ГВФ, с 1938 — завод №82, с 1942 — завод №500 Наркомавиапрома, с 1963 — завод «Красный Октябрь». В 1932—1938 здесь выпускались авиационные поршневые двигатели серии МГ (МГ-11, МГ-21, МГ-31), а с 1938 — дизели АЧ-30Б, которые строились и в период Великой Отечественной войны (с августа 1941 по февраль 1942 завод находился в эвакуации в Казани, на заводе №16). С 1947 производились реактивные двигатели, в числе которых РД-500, ВК-1, АМ-5А, Р11Ф-300 (модификации), Р27Ф2-300, Р29-300, Р-35, РД-33. КБ завода в разные годы возглавляли М. А. Коссов, А. Д. Чаромский, И. Г. Мецхваришвили, К. Р. Хачатуров. Предприятие награждено орденами Ленина (1966), Октябрьской Революции (1976). В 1983 на основе завода образовано производственное объединение, которое носит имя Владимира Васильевича Чернышёва — директора завода в 1947—1983 гг.

**московское машиностроительное производственное объединение «Салют»** — берёт начало от завода «Гном», образован в 1912 в Москве (французская концессия) и строившего авиационные двигатели (французские модели «Гном», «Рон»). Предприятие, национализированное в 1918 и известное под названием завод №2 «Икар» (с 1920) и завод №24 имени М. В. Фрунзе (с 1927, после объединения с заводом №4 Мотор»), выпускало поршневые двигатели М-1 («Рон-80»), М-4, М-5, М-6, М-11, М-15, М-17, М-26, АМ-34, АМ-35, АМ-37, АМ-38, М-62, М-63 и др. В КБ завода №24 работали А. Д. Швецов, А. А. Бессонов, А. А. Микулин, В. А. Добрынин. В октябре 1941 завод был эвакуирован и продолжил деятельность в Куйбышеве (впоследствии *Куйбышевское моторостроительное производственное объединение* имени М. В. Фрунзе). Воссозданный в феврале 1942 под №45 в Москве завод строил поршневые двигатели АМ-38, АМ-38Ф (их было выпущено свыше 10 тысяч), дизели АЧ-30Б, а после Великой Отечественной войны освоил производство турбореактивных двигателей (выпускались ТР-1, РД-45, РД-45Ф, ВК-1, ВК-1Ф, АЛ-7Ф-1, АЛ-7П, АЛ-7Ф-2, АЛ-21Ф-3, АЛ-31Ф, Р-15Б-300 и др.). В КБ при заводе №45 работали В. Я. Климов, И. Г. Мецхваришвили. С 1963 предприятие называется Машиностроительным заводом «Салют». В 1981 на его основе образовано производственное объединение. Предприятие (объединение) награждено орденами Ленина (1945), Трудового Красного Знамени (1982).

**московское научно-производственное объединение «Союз»** — берёт начало от образованного в 1943 опытного авиамоторного завода №300. С 1966 — Московский машиностроительный завод «Союз», с 1981 — научно-производственное объединение. Предприятие награждено орденами Ленина (1947) и Трудового Красного Знамени (1963). О созданных на нём под руководством А. А. Микулина и его преемника С. К. Туманского поршневых и турбореактивных двигателях см. в статье АМ.

**московское общество воздухоплавания.** Учреждено 18(31) марта 1910. Одним из его основателей был профессор Н. Е. Жуковский. Руководящим органом являлся совет. При М. о. в. работали научно-технический, спортивный и военный комитеты. Научно-технический комитет под руководством Жуковского проводил научно-исследовательские работы в лабораториях Московского университета, Московского технического училища (ныне МГТУ) и Аэродинамического института в Кучино. В работе М. о. в. принимали участие учёные и изобретатели Б. М. Бубекин, А. П. Гавриленко, Б. К. Млодзеевский, С. С. Неждановский, А. Х. Репман, С. А. Чаплыгин и другие. М. о. в. располагало аэродромом на Ходынском поле. В 1911 при М. о. в. была организована Московская школа авиации, где велась подготовка военных

лётчиков и механиков, переподготовка лётчиков (освоение новых типов самолётов), а также проводились опытные работы и испытания самолётов и их вооружения. В этой школе получили лётную подготовку *Б. К. Веллинг, М. М. Громов, А. В. Квасников, Б. И. Кудрин, А. М. Черёмухин* и др. В мастерских **М. о. в.**, училища и школы авиации успешно занимались постройкой летательных аппаратов студенты *И. Р. Лобанов, А. Н. Туполев, Б. Н. Юрьев*, лётчики *А. Я. Докучаев, М. Г. Лерхе, Г. В. Янковский* и другие. **М. о. в.** участвовало в созыве и проведении Всероссийских воздухоплавательных съездов, а также организации международных выставок воздухоплавания, издавало «Бюллетени Московского общества воздухоплавания». В конце 1917 деятельность **М. о. в.** (кроме школы авиации) прекратилась. Личный состав школы в октябре 1917 принял активное участие в борьбе за установление Советской власти. Она получила наименование 1-й Московской авиационной школы. В период Гражданской войны и военной интервенции школа являлась основной базой подготовки лётных кадров для советской авиации. Школа расформирована в 1925, личный состав направлен на пополнение другие военные авиационные школы.

**Мосолов** Георгий Константинович (р. 1926) — советский лётчик-испытатель, полковник, заслуженный лётчик-испытатель СССР (1967), заслуженный мастер спорта СССР (1965), Герой Советского Союза (1960). Окончил среднюю специальную школу ВВС в Казани (1944), Чугуевское высшее авиационное училище лётчиков (1948) и работал инструктором (до 1951). Окончил также Школу лётчиков-испытателей (1953) и Московский авиационный институт (1959). В 1953—1962 в ОКБ А. И. Микояна. Проводил лётные испытания многих опытных сверхзвуковых истребителей. Установил 3 абсолютных мировых рекорда. **М.** присуждены 3 медали А. де Лаво. Награждён 2 орденами Ленина, орденом Красной Звезды, медалями.

**Г. К. Мосолов.**

**мотогондола** — см. *Гондола*.

**мотор** (от латинского *motor* — приводящий в движение) — механизм, преобразующий различные виды энергии в механическую энергию вращения вала. В авиации термин «**М.**» применяется наряду с термином «двигатель», но охватывает более узкий класс объектов, не распространяясь на газотурбинные, паровые и т. п. установки. **М.** (поршневой двигатель) в сочетании с воздушным винтом образует винтомоторную группу самолёта, трансформирующую работу на валу **М.** в работу тяги воздушного винта. Название источников энергии, используемых во вспомогательных энергосистемах летательного аппарата, обусловлены видом носителя энергии (пневматический, гидравлический, электрический **М.**). См. также статью *Двигатель авиационный*.

**«Мотор»** — машиностроительное предприятие, основано в 1895 в Риге. Здесь в 1911 под руководством *Т. Ф. Калена* был создан первый в России авиационный поршневой двигатель К-60 мощностью 44 кВт (60 л. с.) ротативного типа. С 1913 производился более мощный К-80. Летом 1915 завод был эвакуирован в Москву, где выпускал поршневой двигатель К-80 и «Рон». После национализации (1918) завод №4 «**М.**» строил авиационный поршневой двигатель М-2 («Рон-120»), а затем также и М-5. В 1924 объединился с заводом «Амстро» (бывший «Сальмсон»). В 1926 на заводе «**М.**» под руководством *А. Д. Швецова* был создан первый советский авиационный поршневой двигатель М-11 (80,9 кВт). В 1927 «**М.**» и завод «Икар», объединившись, образовали авиамоторный завод №24 имени М. В. Фрунзе (в 1941 эвакуирован в Куйбышев).

**моторама** — стержневое устройство для крепления двигателя (мотора) в *гондоле* летательного аппарата. Используется, как правило, для установки поршневых двигателей и турбовинтовых двигателей. **М.** состоит из связанных друг с другом (обычно с помощью сварки) стержней и элементов ферменных и каркасных конструкций. **М.** различают по взаимному расположению входящих элементов — плоские и пространственные; по конструктивно-силовой схеме — выполненные по подносной схеме в виде совокупности стержней, шарнирно связанных между собой, с двигателем и летательным аппаратом (см. рис.), по балочной схеме — в виде сочетания ферменных и каркасных элементов, по смешанной схеме; по числу установленных двигателей —

**М.** одиночного двигателя, спаренных двигателей и т. д.

**Моторама:** 1 — стержни; 2 — крыло; 3 — двигатель.

**моторизированный аэростат** — привязной *аэростат*, который можно трансформировать в *дирижабль* с целью облегчения перебазирования. В отличие от обычной конструкции привязного аэростата **М. а.** имеет так называемые планы, состоящие из стабилизаторов и рулей и обеспечивающие в процессе полёта управление в вертикальной и горизонтальной плоскостях. Оперение может быть аналогично оперению дирижаблей. **М. а.** имели объём от 1000 до 1400 м<sup>3</sup>. В привязном состоянии экипаж **М. а.** размещается в корзине или обтекаемой гондоле. При трансформации **М. а.** в дирижабль используется специальная гондола с установленной в её передней части двигателем с воздушным винтом. При наличии подгондольного колеса взлёт может проводиться с затяжелением и использованием разбега (взлёт «по-самолётному»). Для вертикального взлёта и вертикальной посадки с затяжелением на **М. а.** применялись двигатели с воздушными винтами, обеспечивающими как горизонтальную тягу, так и вертикальную, уравнивающую вес экипажа и топлива (французский геликостат системы Э. Эмишена). Трансформация **М. а.** из привязного состояния в моторизованное (и обратно) совершается за 7—10 мин.

**«Моторлет»** (Motorlet národní podnik) — авиадвигателестроительная фирма Чехословакии. Образована в 1947 на базе фирмы «Вальтер». В 50-х гг. производила по лицензии советские авиационные газотурбинные двигатели, в 60-х гг. наладила производство двигателей собственной конструкции: турбореактивные двигатели М701 (для самолёта Аэро L-29), позднее — турбовинтовые двигатели М601 «Вальтер» (для самолётов Лет L-410 и Мораван Z37Т). Разработала турбовинтовой двигатель М602 (для самолёта Лет L-610).

**Мошковский** Яков Давидович (1905—1939) — один из организаторов советского парашютизма, майор, мастер парашютного спорта (1934). Окончил Борисоглебскую школу лётчиков (1927). С 1931 в Осоавиахиме. В 1933—1938 начальник Высшей парашютной школы, с 1938 начальник спортотдела ЦК Осоавиахима. Готовил кадры инструкторов-парашютистов. Один из организаторов массовых парашютных прыжков. Совершил 502 прыжка с парашютом. В качестве второго пилота в экипаже *И. П. Мазурика* участвовал в высадке экспедиции *И. Д. Папанина* на Северный полюс (1937). Погиб, выполняя показательный прыжок с парашютом, при приземлении на препятствие. Награждён орденами Ленина, Красной Звезды.

Соч.: Записки пилота, М., 1938.

**Я. Д. Мошковский.**

**мощность двигателя** — характеризует полезную работу, производимую двигателем в единицу времени. Мощность газотурбинного двигателя  $N_e = G_B/N_{y0}$  зависит от секундного расхода воздуха  $G_B$  и удельной мощности  $N_{y0}$  (при  $G_B = 1$  кг/с), определяемой параметрами термодинамического цикла. Авиационные газотурбинные двигатели работают с большими расходами воздуха, поэтому их мощность может достигать тысяч кВт при умеренных размерах и массе. В турбовальных двигателях практически вся полезная работа является механической работой вращения вала, используемой для привода несущего винта вертолёта, электрогенератора и т. д. Такая мощность называется **эффективной мощностью**. Турбореактивные двигатели и турбореактивные двухконтурные двигатели сочетают функции теплового двигателя и движителя. Полезная работа в них получается в виде работы силы тяги двигателя, используемой для перемещения летательного аппарата. К этим двигателям применяется понятие тяговой мощности  $N_{тяг} = PV$ , которая вычисляется как произведение тяги двигателя  $P$  на скорость полёта  $V$ . В турбовинтовом двигателе тяга создаётся в основном воздушным винтом и отчасти (до 12%) за счёт истечения из реактивного сопла струи газов. Мощность такого двигателя принято называть эквивалентной мощностью и вычислять по формуле  $N_s = N_B + P_{p.c.}V/\{\eta\}_B$ , где  $N_B$  — мощность на валу воздушного винта,  $P_{p.c.}$  — тяга, создаваемая реактивной струей, и  $\{\eta\}_B$  — КПД воздушного винта.

А. М. Тихонов.

«Мрия» (украинское мрія — мечта) — название транспортного самолёта Ан-225.

**музеи** **авиационные** (включая постоянные выставки) открыты во многих странах мира. К числу крупнейших отечественных **М.** относятся следующие.

**Музей Военно-Воздушных Сил** (Монино, Московская область). Открыт 23 февраля 1960 как Музей-выставка авиационной техники ВВС. Состоит из девяти залов, двух открытых стоянок и двух ангаров. Отражены основные этапы развития советской авиации и воздухоплавания. Основу экспозиции составляют натурные самолёты, вертолёты, планеры, другая авиационная техника. В музее к концу 80-х гг. были собраны: 130 натурных самолётов, вертолётов, планеров; свыше 200 моделей самолётов; 120 авиационных двигателей; свыше 40 авиационных пушек и пулемётов; свыше 50 самолётных и наземных связных и радиолокационных станций; свыше 90 стрелковых и бомбардировочных прицелов; фототека насчитывает около 20 тысяч негативов, библиотека — свыше 10 тысяч томов авиационной литературы, кинотека — свыше 100 документальных фильмов по истории развития авиационной техники и боевого применения ВВС. Представлены коллекция скульптуры, живописи, многочисленные документы, фотографии. Экспонируются самолёты периода Первой мировой и Гражданской войн (триплан «Сопвич», биплан «Вуазен»), первый советский цельнометаллический самолёт АНТ-2, штурмовики Ил-2, Ил-10, бомбардировщики СБ, Пе-2, Ту-2, Ту-4, истребители МиГ-3, Ла-7, первые отечественные реактивные самолёты, другая авиационная техника. Представлены материалы о ведущих КБ.

**Центральный Дом авиации и космонавтики имени М. В. Фрунзе** (Москва). Основан 6 ноября 1924, открылся 18 января 1927 как Центральный авиационный музей, с 1948 — Центральный дом авиации и ПВО, с 1963 — указанное название. Состоит из семи залов, кинозала, библиотеки. Представлены многочисленные документы, фотографии, модели, другие материалы по истории отечественной авиации, воздухоплавания, космонавтики. Работает Учёный совет.

**Музей истории планеризма и парашютизма** (поселок Планёрское, Крым). Открыт 14 ноября 1970 как музей истории советского планеризма. Отражены основные этапы развития отечественного планёростроения, парашютостроения, планёрного и парашютного спорта, дельтапланеризма. Представлены многочисленные документы, фотографии, макеты, модели, натурные образцы планеров, парашютов, дельтапланов, в том числе парашют РК-2 конструкции *Г. Е. Котельникова*.

**Научно-мемориальный музей Н. Е. Жуковского** (Москва). Создан в 1947, открыт для посещения 17 января 1956. Отражены история отечественной авиационной науки и техники, достижения советской космонавтики. Состоит из пяти залов и кабинета физики полёта. Представлены печатные труды, рукописи, документы, фотографии, макеты и модели, в том числе планёр О. Лилянтала, первая плоская аэродинамическая труба, модель самолёта «Илья Муромец». Хранятся фонды Н. Е. Жуковского, С. А. Чаплыгина, их учеников и соратников, свыше 50 тысяч негативов по истории отечественной авиации.

Филиалом музея является музей-квартира академика Чаплыгина в Москве. Создан в 1973, открыт для посещения 5 апреля 1979. В экспозиции представлены подлинные документы и фотодокументы из фонда Чаплыгина, характеризующие его научную, педагогическую и общественную деятельность, а также модели самолётов, вертолётов, аэродинамические трубы. В библиотеке музея-квартиры около 5 тысяч книг.

**Музей Военно-Воздушных Сил Краснознамённого Северного Флота** (Североморск, Мурманская обл.). Открыт в 1977. Состоит из трёх залов, ангара, дома-музея Ю. А. Гагарина, причала морских разведчиков, тира, двух землянок. Отражены основные этапы развития отечественной морской авиации, истории ВВС Северного флота. Представлены морской ближний разведчик МБР-2, истребители И-16 и Як-76, штурмовик Ил-2, бомбардировщик Ил-4, истребители Мессершмитт Me109, Хокер «Харрикейн», другая авиационная техника, многочисленные документы,

фотографии, модели. Коллекция скульптуры и живописи.

Кроме указанных отечественных музеев и постоянных выставок существуют: музей истории гражданской авиации в Ульяновске, музей спортивной авиации в Каунасе (Литва), дом-музей Н. Е. Жуковского в с. Орехово (Владимирская область), дом-музей А. Ф. Можайского в с. Котельниково (Вологодская область), квартира-музей С. В. и В. С. Гризодубовых в Харькове (Украина), музей братьев Микоян в с. Санаин (Армения), музей авиации Краснознамённого Тихоокеанского флота во Владивостоке, музей авиации дважды Краснознамённого Балтийского флота в Балтийске (Калининградская область). Экспозиции по авиации имеются в Политехническом музее, Центральном музее Вооружённых Сил (Москва), Государственном музее истории космонавтики имени К. Э. Циолковского (Калуга) и др.

Крупные зарубежные **М.** находятся в США и ряде европейских стран.

**Национальный музей авиации и космонавтики** (National Air and Space Museum) при Смитсоновском институте, США, Вашингтон. Открыт в 1946 как Национальный музей авиации. В 1966 получил современное наименование. 1 июля 1976 переведён в новое здание. Экспозиции размещены в 26 залах общей площадью около 14000 м<sup>2</sup>, 60% площади отведено авиационной технике. Отражены основные этапы развития авиации и воздухоплавания. В музее собрано около 300 летательных аппаратов, в том числе самолёт братьев Райт, около 450 авиационных двигателей. Библиотека насчитывает около 20 тысяч томов литературы по авиации и космонавтике, фототека — около 600 тысяч фотографий, около 500 тысяч микрофильмов, около 300 км документальных кинолент.

**Музей авиации** (Musée de l'Air), Франция, Париж. Старейший специализированный авиационный музей. Основан в 1919 как «хранилище воздухоплавательной техники» в парижском пригороде Мёдон. Открыт для посещений 23 ноября 1921. Переведён в парижский аэропорт Бурже (1975). Состоит из 4 залов общей площадью свыше 10000 м<sup>2</sup>, открытой стоянки, библиотеки, кинотеатра. Зал А отражает развитие авиации между Первой и Второй мировыми войнами, выставлено 25 летательных аппаратов. В зале В — 14 летательных аппаратов периода Второй мировой войны, включая советские истребители И-153 «Чайка» и Як-3. В залах С и D выставлены 35 самолётов и вертолётов ВВС Франции, экспериментальные самолёты и вертолёты. В фондах музея свыше 150 летательных аппаратов, около 500 авиационных двигателей, 30 тысяч томов литературы по авиации, 200 тысяч фотографий, 10 тысяч гравюр.

**Музей королевских ВВС** (Royal Air Force Museum), Великобритания, Лондон. Открыт 15 ноября 1972 на бывшем аэродроме Хендон. Отражены основные этапы развития авиации, воздухоплавания ВВС Великобритании. Представлены документы и материалы по истории авиации и воздухоплавания в 1870—1912, самолёты периода Первой и Второй мировых войн, самолёты и вертолёты современных британских ВВС. Коллекция (Хендон) насчитывает около 50 натуральных летательных аппаратов, в том числе самолёты «Блерио XI», «Авро 504 К», Сопвич «Трайплайн», Авро «Ланкастер», Глостер «Метеор», Супермарин «Спитфайр» и др. В экспозицию включена художеств, галерея. В коллекцию входят экспозиции ряда музеев и выставок британских ВВС.

**Военный музей** (Vojenske muzeum — exposice letectva kosmonautiku), Чехословакия, Прага. Экспозиция авиации и космонавтики расположена на аэродроме Кбелы в пригороде Праги. Открыта в 1968, размещена в ангаре и на открытых стоянках. Коллекция натуральных самолётов и вертолётов — одна из крупнейших в Европе. Насчитывает свыше 150 летательных аппаратов, в том числе советские По-2, Ил-2, Ил-10, Ла-7, МиГ-15 с модификациями, Як-17, Як-23. В экспозицию включены многочисленные документы, материалы, отражающие основные этапы развития воздухоплавания, авиации и космонавтики.

**Музей авиации и астронавтики** (Muzeum Lotnictwa i astronautyki), Польша, Краков. Основан в 1964 как Краковский салон авиации. Открыт для посещений в 1970. Отражает основные этапы развития

воздухоплавания, авиации и космонавтики. Коллекция натуральных самолётов и вертолёт — одна из крупнейших в Европе; насчитывает около 130 летательных аппаратов, в том числе советские Ил-10, МиГ-15, По-2, Ту-2, Як-17УТИ, Як-23. Экспозиция включает большое число авиационных двигателей, оборудование, многочисленные документы.

Из других **М.** обширные коллекции авиационной техники имеют Музей ВВС на базе Пойнт-Кук (Австралия), Музей королевской армии в Брюсселе (Бельгия), Военно-исторический музей в Софии (Болгария), Аэрокосмический музей в Рио-де-Жанейро (Бразилия), Музей науки в Лондоне (Великобритания), Музей транспорта в Будапеште (Венгрия), Музей авиации в Мадриде (Испания), Музей ВВС близ Рима (Италия), Авиадом в Амстердаме (Нидерланды), Музей королевских ВВС в Бангкоке (Таиланд), Немецкий музей в Мюнхене (ФРГ), Музей транспорта в Люцерне (Швейцария), Авиационный музей в Линчёпинге (Швеция), Музей воздухоплавания в Белграде (Югославия).

*А. И. Горохов.*

**мультиплан** (от латинского *multum* — много и *planum* — плоскость) — то же, что *полиплан*.

**Мусинянц** Гурген Мкртичевич (1895—1967) — советский учёный в области механики, конструктор измерительной аппаратуры для аэродинамических труб Центрального аэрогидродинамического института, профессор (1938), доктор технических наук (1940), заслуженный деятель науки и техники РСФСР (1946). Окончил Московское высшее техническое училище (1925). С 1918 в Центральном аэрогидродинамическом институте, где руководил рядом научных подразделений. Создал весы для аэродинамических труб Центрального аэрогидродинамического института, приборы для аэродинамических испытаний самолётов. Премия имени Н. Е. Жуковского (1940). Государственная премия СССР (1944, 1946). Награждён орденами Ленина, Отечественной войны 1-й степени, Трудового Красного Знамени, Красной Звезды, медалями. Портрет см. на стр. 361.

**Г. М. Мусинянц.**

**мускулолёт** — летательный аппарат, приводимый в действие мускульной энергией пилота. Известны **М.**, выполненные в виде самолёта, вертолёт, и **М.** с машущим крылом (см. *Махолёт*). Наиболее распространены **М.**, построенные по самолётной схеме с воздушным винтом, приводимым в движение ногами (иногда дополнительно руками) пилота. Мощность, развиваемая тренированным человеком, изменяется от 1 кВт в первую секунду до 0,2—0,4 кВт после 20—30 мин работы. Поэтому летательный аппарат для мускульного полёта должен обладать высоким аэродинамическим качеством (более 30) при взлётной массе не более 100—120 кг. Такое аэродинамическое качество пока не может обеспечить **М.**-вертолёт и **М.** с машущим крылом.

В СССР строились **М.** всех типов. В 1935 **М.** самолётной схемы с педальным приводом тянущего винта был создан С. Ченчиковским в Новочеркасском индустриальном институте (рис. 1). Несколько **М.** с машущим крылом в довоенное время были построены Б. И. Черановским (БИЧ-18, в 1937 — наиболее совершенный из них). В 50—70-е гг. **М.**-махолёты строили М. Г. Ляхов, С. А. Топтыгин и другие конструкторы.

Стимулированию работ по созданию **М.** за рубежом способствовало учреждение в 1959 английским промышленником Кремером премии размером в 5 тысяч фунтов стерлингов (увеличенной в 1977 до 50 тысяч фунтов стерлингов) за облёт с помощью **М.** на высоте 3 м двух контрольных точек, расстояние между которыми 805 м. В 1977 был учреждён приз в 100 тысяч фунтов стерлингов за перелёт на **М.** через пролив Ла-Манш. Благодаря этому начиная с 1960 повысился интерес к проблеме **М.** и резко возросло число **М.**, построенных за рубежом. Все зарубежные **М.** были выполнены по самолетной схеме. Наиболее удачные из них: «Юпитер» (Великобритания, 1977, полёт на расстояние 1071 м), «Сторк-1» (Япония, 1976, полёт на 2024 м; см. рис. 2). Масса этих **М.** (без пилота) 40—80 кг, размах крыла 21—40 м. В 1979 Б. Аллен на **М.**

«Госсамер альбатрос» (рис. в таблице XXXVII) конструкции Пола Мак-Криди (США) перелетел через пролив Па-де-Кале. Масса этого М. 31,8 кг, взлётная масса 97,5 кг, размах крыла 28,65 м, скорость 19,3 км/ч. В 1988 на М. «Дедал» совершён перелёт с о. Крит на о. Санторин (119 км за 3 ч 54 мин). Размах крыла этого М. 34,14 м, масса 31,75 кг, средняя потребляемая мощность около 0,2 кВт.

*Лит.:* Тихонравов М. К., Полет птиц и машины с машущими крыльями, 2 изд., М., 1949; Reay D. A., The history of man-powered flight, Oxf.-N. Y., 1977.

*А. А. Бадягин, Ю. В. Макаров.*

Рис. 1. Мускулолёт С. Ченчиковского с тянущим винтом (СССР, 1935).

Рис. 2. Мускулолёт «Сторк-1» (Япония, 1976).

**Мухин** Валентин Григорьевич (р. 1926) — советский лётчик-испытатель, генерал-майор авиации (1981), заслуженный лётчик-испытатель СССР (1967), Герой Советского Союза (1966). Окончил Качинское военное авиационное училище лётчиков (1949), Школу лётчиков-испытателей (1953), Московский авиационный институт (1959). В 1953—1957 на испытательной работе в Летно-исследовательском институте. С 1957 лётчик-испытатель самолётов Як. Освоил многие типы опытных и серийных самолётов Як. Проводил испытания самолётов Як-28 всех модификаций, Як-30, Як-32, Як-18, Як-18Т (в том числе на критических режимах полёта). Ведущий лётчик-испытатель первого в СССР опытного самолёта вертикального взлёта и посадки Як-36 и пассажирских самолётов Як-40 и Як-42. Проводил демонстрационные полёты на самолётах Як-40 и Як-42 более чем в 60 странах Европы, Азии, Африки и Америки. Установил 3 авиационных мировых рекорда. Государственная премия СССР (1981). Награждён орденами Ленина, Октябрьской Революции, Красного Знамени, медалями.

*В. Г. Мухин.*

**Мыльников** Григорий Михайлович (1919—1979) — советский лётчик, подполковник, Дважды Герой Советского Союза (дважды 1945). В Советской Армии с 1939. Окончил Борисоглебскую военную авиационную школу лётчиков (1940), Институт народного хозяйства имени Г. В. Плеханова (1954). Участник Великой Отечественной войны. В ходе войны был лётчиком-штурмовиком, командиром звена, командиром эскадрильи, заместителем командира штурмового авиаполка. Совершил 223 боевых вылета, награждён орденом Ленина, 3 орденами Красного Знамени, орденами Александра Невского, Отечественной войны 1-й степени, Красной Звезды, медалями. Бронзовый бюст в с. Егорьевка Курской области.

*Лит.:* Назаров О., Защитник Ленинграда, в кн.: Люди бессмертного подвига, 4 изд., кн. 2, М., 1975. Кузьменко В., Полет в пургу, в кн.: Герои и подвиги, кн. 6, М., 1978.

*Г. М. Мыльников.*

**Мыхлик** Василий Ильич (р. 1922) — советский лётчик, полковник, дважды Герой Советского Союза (дважды 1945). В Советской Армии с 1940. Закончил 1-ю Вольскую авиационно-техническую школу имени Ленинского комсомола (1941), Военно-воздушную инженерную академию имени профессора Н. Е. Жуковского (1951). Участник Великой Отечественной войны. В ходе войны был лётчиком-штурмовиком, командиром звена, командиром эскадрильи, штурманом авиаполка в штурмовой авиадивизии. Совершил 188 боевых вылетов. После войны в ВВС. Награждён орденом Ленина, 3 орденами Красного Знамени, орденом Александра Невского, 2 орденами Отечественной войны 1-й степени, орденом Красной Звезды, медалями. Бронзовый бюст в Кривом Роге.

*Лит.:* Бундюков А. Т., Кравченко М. В., Кавалер двух золотых звезд, в их кн.: Сыновья верность Отчизне, Одесса, 1982.

**мягкий дирижабль** — *дирижабль* с корпусом в виде мягкой оболочки обтекаемой формы, наполненной под давлением *подъемным газом* (гелием, водородом, нагретым воздухом). Носовая часть корпуса имеет речное усиление. В кормовой части корпуса устанавливается оперение из трёх или четырёх планов с рулями, обеспечивающее устойчивость и управляемость в полёте. Сохранение формы и создание необходимой жёсткости и прочности корпуса **М. д.** обеспечиваются подачей воздуха в *баллонеты*, расположенные в нижней части корпуса и обычно имеющие объём, допускающий полёт на высоте до 3 км. Экипаж, пассажиры, грузы, топливо и оборудование размещаются в *гондоле*, закрепляемой под корпусом. **М. д.** используются для морской разведки, поисков мин, подводных лодок, рекламы, учебных и других целей; объём оболочки — от 1400 до 42000 м<sup>3</sup>.

В строившихся до начала 30-х гг. **М. д.** гондола крепилась на некотором расстоянии от корпуса (с просветом) на подвесной системе, состоящей из стальных тросов, закреплённых на оболочке на особых матерчатых поясах или лапчатых креплениях. Начиная с 30-х гг. использовалась внутренняя подвеска, обеспечивающая равномерное распределение веса гондолы по длине корпуса, что позволяло свести к минимуму статические изгибающие моменты и сохранить расчётную форму дирижабля. Конструкция внутренней подвески состоит из вшитых в верхнюю часть оболочки катенарных поясов (от 1 до 4) длиной, равной 0,6—0,7 длины корпуса (см. *Катенария*). От узлов этих поясов к гондоле или короткому килю идут вертикальные и наклонные тросовые стропы (стальные или из синтетических волокон). У таких **М. д.**, обычно называемых **полумягкими** (в США — «блимпами»), гондола крепится либо непосредственно к оболочке, либо к короткому надгондольному килю, закреплённому на внутренней и внешней подвесках. При этом носовое усиление и оперение непосредственно закреплены на оболочке. Движительные установки размещаются на гондоле или на надгондольном киле. Под гондолой устанавливается пневматический амортизатор, смягчающий удар при посадке. Полумягкие дирижабли имеют колёсное шасси, закреплённое под гондолой или движительными установками, что обеспечивает перемещение дирижабля по земле и амортизацию при посадке. Полумягкие дирижабли в 60-х гг. строились объёмом до 42 тысяч м<sup>3</sup>, в 80-х гг. разрабатывались объёмом до 70 тысяч м<sup>3</sup>. В США, Великобритании, ФРГ и ряде других стран строятся и применяются полумягкие дирижабли объёмом 5—10 тысяч м<sup>3</sup> (основные данные некоторых полумягких дирижаблей приведены в статье *Дирижабль*). На английских дирижаблях SKS-500 и SKS-600, построенных в конце 70-х — начале 80-х гг., оболочки изготовлены из ткане-плёночных материалов с применением ткани сложного переплетения.

С начала 70-х гг. в США и Великобритании для демонстрационных, рекламных, спортивных и других целей разрабатываются и строятся **М. д.**, наполняемые нагретым до 80—120{°}С воздухом, имеющие объём от 1 до 6,5 тысяч м<sup>3</sup>. Такие тепловые дирижабли (ТД) способны летать с экипажем от 1 до 4 человек в течение 2 ч (допускаются полёты с 8 человеками на борту и подъёмы до высоты 1500 м). Скорость ТД достигает 45 км/ч. Движительная установка состоит из двигателя мощностью 30—135 кВт, работающего на пропане или бензиномасляной смеси, и толкающего двух-, трёхлопастного воздушного винта диаметром 1,5—1,7 м, действующего в кольце. Наполнение ТД может проводиться на открытой площадке при скорости ветра до 4 м/с. После полёта нагретый воздух из оболочки быстро выпускается через *разрывное устройство*, и оболочка складывается в компактный пакет, который вместе с гондолой может перевозиться на автомобиле.

См. рис. при статье *Дирижабль*.

Р. В. Пятыйшев.

**Мясищев** Владимир Михайлович (1902—1978) — советский авиаконструктор, генерал-майор-инженер (1944), Герой Социалистического Труда (1957), доктор технических наук (1959), заслуженный деятель науки и техники РСФСР (1972). После окончания Московского высшего технического училища (1926) работал в КБ А. И. Туполева (в составе Центрального

аэрогидродинамического института), участвовал в создании самолётов ТБ-1, ТБ-3, АНТ-20 «Максим Горький». С 1934 начальник бригады экспериментальных самолётов конструкторского отдела сектора опытного строительства Центрального аэрогидродинамического института, которой в 1936 создан бомбардировщик-торпедоносец АНТ-41 (Т-1). В 1937—1938 руководил переработкой документации для внедрения в серийное производство на заводе №84 в г. Химки Московской области лицензионного самолёта DC-3 (Ли-2). Был необоснованно репрессирован и в 1938—1940 находился в заключении, работая при этом в ЦКБ-29 НКВД: сначала в отделе В. М. Петлякова (начальник бригады крыла), а затем — там же (и после освобождения) возглавлял КБ по созданию дальнего высотного бомбардировщика ДВБ-102. С 1943 — главный конструктор и руководитель опытно-конструкторских отделов на заводе №22 в Казани по модификациям и серийному производству пикирующего бомбардировщика Пе-2 и на заводе №482 в Москве по доводке самолёта ДВБ-102. Под его руководством в 1943—1946 разработаны самолёты Пе-2Б, Пе-2И, Пе-2М, ДИС, ДБ-108. В 1946—1951 М. — заведующий кафедрой проектирования самолётов, декан самолётостроительного факультета Московского авиационного института. С 1947 — профессор. В 1951—1960 — руководитель *Опытно-конструкторского бюро №23*, где разработаны стратегические бомбардировщики М-4, ЗМ, М-50. С 1956 — генеральный конструктор. В 1960—1967 — начальник Центрального аэрогидродинамического института, в 1967—1978 — генеральный конструктор *Экспериментального машиностроительного завода*, где под его руководством проводились экспериментальные работы по увеличению дальности полёта самолётов за счёт ламинаризации обтекания, по использованию композиционных материалов, а также была начата разработка самолёта-носителя ВМ-Т «Атлант» и высотного дозвукового самолёта М-1 «Стратосфера». Депутат ВС СССР в 1958—1966. Ленинская премия (1957). Награждён 3 орденами Ленина, орденами Октябрьской Революции, Трудового Красного Знамени, Суворова 2-й степени, медалями. Имя М. присвоено Экспериментальному машиностроительному заводу. См. статью М.

Лит.: Гай Д. И., Небесное притяжение, М., 1984; Козлов Г. Я., Конструктор, М., 1989.

В. М. Мясичев.

**Н-37** — авиационная пушка, созданная в 1946 А. Э. Нудельманом и В. Я. Неменовым. Калибр 37 мм, скорострельность 400 выстрелов в 1 мин, масса снаряда 735 г, начальная скорость 690 м/с, масса пушки 103 кг. Широко применялась на советских реактивных истребителях первых поколений.

**набор высоты** — этап полёта, на котором происходит существенное увеличение высоты. При **Н. в.** крейсерского полёта после взлёта самолёта время и расход топлива, могут составлять значительную часть их суммарных значений на траектории полёта. Поэтому необходима оптимизация режима **Н. в.** Наибольший эффект оптимизация **Н. в.** даёт при выходе в условия сверхзвукового крейсерского полёта. Для истребителей-перехватчиков характерны траектории **Н. в.** с минимальными затратами времени, а для пассажирских и транспортных самолётов — с минимальным расходом топлива.

**наведение ракет** — процесс изменения траектории управляемой ракеты, направленный на уменьшение расстояния между ней и целью. Минимальное расстояние между целью и ракетой (см. рис.), характеризующее точность наведения, называется конечным пролётом. В процессе **Н. р.** сигналы управления строятся на базе прогнозированного значения точности наведения — так называемого текущего пролёта, построенного с учётом гипотезы о движении цели. В предположении прямолинейности её движения текущий пролёт есть вектор, перпендикулярный касательной к траектории ракеты относительно цели и равный по модулю расстоянию от цели до касательной. Отличие поведения цели от её поведения по принятой гипотезе и возмущения, действующие непосредственно на ракету и мешающие точному воспроизведению заданного управления, приводят к необходимости построения замкнутой системы автоматического управления, использующей текущий пролёт в качестве ошибки регулирования. Случайные ошибки

измерения текущего пролёта заставляют строить систему наведения как систему статистического оценивания. Таким образом, процесс наведения состоит в измерении относительных координат ракеты и цели, статистическом оценивании текущего пролёта, формировании по нему заданного управления и воспроизведении последнего ракетой. На практике оценивание текущего пролёта удобно заменять оцениванием некоторых величин, связанных с ним линейным оператором, например, оцениванием угловой скорости движения линии ракета — цель, линейного рассогласования и т. д. Различают системы автономного наведения, само- и теленаведения. Системы автономного наведения отличаются тем, что координаты цели определяются заранее и в процессе наведения для компенсации начальных ошибок и текущих возмущений используются только измерения абсолютных координат ракеты. В системах самонаведения относительные координаты цели измеряются устройством, установленным непосредственно на борту ракеты, — *головкой самонаведения*. В системах теленаведения абсолютные или относительные координаты ракеты и цели измеряются с некоторой вынесенной точки (наземной установки, борта самолёта, корабля и т. д.), по ним оценивается текущий пролёт и формируется сигнал, который передаётся через канал связи в качестве заданного управления на ракету.

Принципы автономного наведения применяются в баллистических и крылатых ракетах, предназначенных для поражения заранее выбранных целей. Здесь для измерения координат ракеты применяются инерциальные системы, корректируемые в случае больших дальности и времени полёта измерениями скорости с помощью доплеровского измерителя или линейных координат сопоставлением, например, высоты полёта с картой местности (крылатая ракета Боинг AGM-86B, США). Самонаведение используется в большинстве ракет, предназначенных для поражения подвижных целей (самолётов, кораблей), а также излучающих объектов (например, ракеты «Сайдундер», США; «Эксосет», Франция). Теленаведение, применяется главным образом для зенитных ракет, так как на самолёте трудно разместить радиолокационную станцию, обеспечивающую достаточную точность наведения авиационной ракеты. Теленаведение применяется и в случае включения в контур наведения человека-оператора (например, ракета «Булпап», США). Указанные выше три типа систем наведения в ряде случаев комбинируют. Так, объединение автономного наведения и самонаведения используется в случае применения полуактивных головок самонаведения непрерывного излучения, способных захватывать цель только после удаления ракеты от радиолокационной станции, осуществляющей подсвет цели (например, ракеты «Спарроу», «Феникс», США). В зенитном комплексе конца 80-х — начала 90-х гг. «Патриот» (США) наземная система осуществляет совместную обработку измеренных наземной станцией абсолютных и полученных на борту ракеты относительных координат цели с передачей команд по радиоканалу. В ракете класса «воздух — воздух» AMRAAM (США) используется сложная комбинированная система, включающая систему инерциальной навигации, измеряющую координаты ракеты и осуществляющую автономное наведение ракеты по прогнозируемым данным о движении цели; систему измерения текущих координат цели и передачи их на борт ракеты для коррекции инерциальной системы; систему самонаведения, корректирующую инерциальную систему на конечном участке полёта.

*В. Ф. Левитин.*

Относительное движение ракеты и цели:  $R(t_1), R(t_2)$  — векторы дальности ракеты от цели в моменты времени  $t_1$ , и  $t_2$ ;  $V(t_1), V(t_2)$  — векторы скорости ракеты относительно цели (цель остановлена) в моменты  $t_1$ , и  $t_2$ ;  $h(t_1), h(t_2)$  — минимальные дальности ракеты от цели, если бы она продолжала своё движение со скоростями  $V(t_1)$  или  $V(t_2)$ , так называемые пролёты ракеты;  $h(t_k) = K(t_k)$  — конечный пролёт, равный минимальной по модулю дальности ракеты относительно цели.

**навигационные системы координат** — системы координат, в которых определяются навигационные параметры (координаты, скорости, курсовые углы и др.), характеризующие ориентацию и движение летательного аппарата относительно поверхности Земли. Основными **Н. с. к.**, в которых осуществляется решение задач навигации летательного аппарата, являются геоцентрическая сферическая ортодромическая и географическая системы координат (рис. 1).

Местоположение летательного аппарата в этих **Н. с. к.** определяется широтой ( $\{\{\phi\}\}$  — географическая,  $\Phi$  — ортодромическая), долготой ( $\{\{\lambda\}\}$  — географическая,  $\Lambda$  — ортодромическая) и высотой полёта ( $H$  — в географической; в ортодромической —  $H$  или длиной радиуса-вектора  $R$ ). Обе системы относятся к классу планетоцентрических (геоцентрических) систем координат (географическая — условно). В качестве вспомогательных используются геоцентрическая и гравитационная (условно) **Н. с. к.**, отличающиеся от географической направлением вертикали и, следовательно, широтой (рис. 2), а также геоцентрические прямоугольные системы координат. Системы небесных координат (горизонтальная и экваториальная), также относящиеся к классу геоцентрических систем координат, используются в *астронавигации* и при построении астронавигационных систем (рис. 3). При решении задач навигации в навигационных комплексах, *инерциальных системах навигации* и других используются горизонтальные системы координат, основная плоскость отсчёта в которых горизонтальная, перпендикулярная к соответствующей вертикали. Сопровождающие трёхгранники  $Ox'_g Y'_g Z'_g$ ,  $Ox'' Y'' Z''$ ,  $Ox''' Y''' Z'''$  называют соответственно названиям **Н. с. к.** — геоцентрическим, географическим и гравитационным. Эти **Н. с. к.** относятся к классу геотопических (топоцентрических) систем координат. К этому же классу относятся прямоугольные правые системы координат (стартовая, в районе цели, аэродрома и др.), используемые для решения задач навигации и управления, а также ряд систем координат, связанных с приборами и системами пилотажно-навигационного оборудования. Примером являются позиционные системы координат (полярные, гиперболические и др.), используемые в радионавигации.

**Н. с. к.** применяются при построении навигационных систем и комплексов; при создании алгоритмов, реализуемых в навигационный ЭВМ и обеспечивающих решение задач навигации и самолётовождения; при выдаче информации экипажу.

*Лит.:* Воробьев Л. М., Астрономическая навигация летательных аппаратов. М., 1968; Механика полета, М., 1969; Аэромеханика самолета, под ред. А. Ф. Бочкарева, М., 1977; Бромберг П. В. Теория инерциальных систем навигации.

Е. Г. Харин.

Рис. 1. Системы координат, связанные с Землёй;  $O_0 X_0 Y_0 Z_0$  — геоцентрическая прямоугольная система координат (вспомогательная);  $Ox_g Y_g Z_g$  — сопровождающий географический трёхгранник (горизонтальная система координат). Географическая система координат определяется на сфероиде меридианами и параллелями. Координаты летательного аппарата в ней:  $\{\{\phi\}\}$  — широта,  $\{\{\lambda\}\}$  — долгота,  $H$  — высота полета, 1 — нулевой Гринвичский меридиан; 2 — меридиан, проходящий через точку  $O$  (положение летательного аппарата на  $H$  — эллипсоиде); 3 — экватор; 4 — ортодромия (дуга большого круга); 5 — географическая параллель;  $P_N$  — географический северный полюс;  $P_S$  — географический южный полюс;  $P_0$  — северный полюс ортодромии;  $O_0 X_0^0 Y_0^0 Z_0^0$  — геоцентрическая прямоугольная система координат, оси  $O_0 X_0^0$  и  $O_0 Y_0^0$  в плоскости ортодромии,  $O^0 X_g^0 Y_g^0 Z_g^0$  — сопровождающий ортодромический трёхгранник:  $\Phi$  — широта,  $\Lambda$  — долгота.

Рис. 2. Виды широт:  $\{\{\phi\}\}$  — географическая;  $\{\{\phi'\}\}$  — геоцентрическая;  $\{\{\phi''\}\}$  — гравитационная;  $g'$  — вектор гравитационного ускорения;  $\{\{\Delta\}\}g$  — вектор центробежного ускорения;  $g = g' + \{\{\Delta\}\}g$  — вектор ускорения силы тяжести (направлен по нормали к геоиду);  $r$  — радиус-вектор земного эллипсоида.

Рис. 3. Системы небесных координат:  $a$  — горизонтальная;  $b$  — экваториальная;  $Z$  — зенит;  $Z'$  — надир;  $ZZ'$  — отвесная линия;  $P$  — северный полюс мира;  $P'$  — южный полюс мира;  $PP'$  — ось мира (совпадает с осью вращения Земли);  $PZP'Z'$  — небесный меридиан или меридиан наблюдателя (большой круг небесной сферы);  $NESW$  — истинный горизонт;  $N$  и  $S$  — точки севера и юга;  $E$  и  $W$  — точки востока и запада;  $NS$  — полуденная линия;  $QEQ'W$  — небесный экватор;  $C$  — светило;  $qq'$  — суточная параллель светила. Координаты светила в горизонтальной системе

координат:  $A$  — азимут светила (дуга  $NB$ );  $h$  — высота светила (дуга  $BC$ ) или  $z$  — зенитное расстояние светила (дуга вертикали светила  $ZC$ ). Координаты светила в экваториальной системе координат:  $\alpha$  — прямое восхождение светила (дуга  $\{\{\gamma\}\}D$ , где  $\{\{\gamma\}\}$  — точка весеннего равноденствия) или  $l$  — местный часовой угол светила;  $\{\{\delta\}\}$  — склонение светила (дуга  $DC$ ) или  $p$  — полярное расстояние (дуга  $PC$ ).

**навигация** летательных аппаратов, **аэронавигация** (от греческого  $\alpha\{\{e\}\}r$  — воздух и латинского *navigatio* — мореплавание), — наука о методах и средствах вождения летательных аппаратов из одной точки пространства в другую по траекториям, обусловленным характером задачи и условиями её выполнения. Для решения задач **Н.** необходимо знать следующие группы навигационных параметров; текущие значения параметров — местоположение летательного аппарата (широта  $\{\{\phi\}\}_c$ , долгота  $\{\{\lambda\}\}_c$ ), высоту  $h$  и её производную  $\dot{h}$ , курс  $\{\{\Psi\}\}$  и вектор *путевой скорости*  $V_n$ ; заданные значения параметров, определяющие программу полёта; отклонения фактических значений от заданных.

В наиболее общем случае с целью определения этих параметров на борту летательного аппарата выполняются: построение системы координат, измерение первичных параметров в этой системе и привязка её к одной из систем координат, связанных с Землёй; построение модели информационного поля, реализующей связь измеряемых параметров с навигационными; построение модели геометрической формы Земли, используемой для приведения первичных параметров, измеренных относительно истинной поверхности Земли, к поверхности, относительно которой решается задача **Н.**; реализация в бортовом вычислителе уравнений **Н.** на основе моделей информационного поля и геометрической формы Земли, позволяющих по измеренным параметрам определить основные навигационные параметры; пересчёт навигационных параметров в различные системы координат для ориентации, пилотирования, взаимодействия с другими летательными аппаратами и службой управления воздушным движением, решения специальных задач (см. *Навигационные системы координат*).

Средства **Н.** по принципу действия делятся на 4 группы: геотехнические, радиотехнические, астрономические и светотехнические. **Геотехнические средства Н.** основаны на измерении параметров естественных геофизических полей Земли: магнитного поля (магнитные компасы), поля земной атмосферы (барометрические *высотомеры*, измерители *воздушной скорости*), топографического поля (навигационные карты), поля оптического контраста (оптические визирь), гравитационного поля (гравиметры). Особо следует выделить группу гироскопических средств **Н.**, основанных на использовании гироскопического эффекта и измерении сил инерции ускоренного движения в совокупности с силой тяготения (*гировертикали*, *инерциальные системы навигации* и др.). Эта группа средств позволяет определять гироскопический курс, вектор *путевой скорости*  $V_n$ , относительную высоту полёта  $h_0$ , местоположение летательного аппарата ( $\{\{\phi\}\}_c$ ,  $\{\{\lambda\}\}_c$ ). **Радиотехнические средства Н.** основаны на измерении параметров искусственных электромагнитных полей, создаваемых наземными или бортовыми излучателями. Это радионавигационные системы ближней и дальней **Н.**, *радиокомпасы*, радиолокаторы, *доплеровские измерители скорости и угла сноса*, спутниковые навигационные системы (см. *Радионавигация летательного аппарата*), позволяющие определить  $V_n$ , угол сноса, истинную высоту полёта летательного аппарата, местоположение летательного аппарата ( $\{\{\phi\}\}_c$ ,  $\{\{\lambda\}\}_c$ ). **Астрономические средства Н.** (астрокомпасы, *секстанты*, астрономические и звёздно-солнечные ориентаторы), основанные на пеленгации небесных светил, позволяют определять географический курс и местоположение летательного аппарата ( $\{\{\phi\}\}_c$ ,  $\{\{\lambda\}\}_c$ ) (см. *Астронавигация. Аэронавигационные системы*). **Светотехнические средства Н.** основаны на использовании бортовых или наземных источников света, главная задача которых — облегчение ориентировки в сложных метеорологических условиях и ночью (прежде всего при посадке). Так как каждой группе технических средств **Н.** свойственны свои преимущества и недостатки, для обеспечения точной и надёжной **Н.** в любых условиях осуществляется их комплексирование.

**Методы определения местоположения летательного аппарата.** Текущее местоположение летательного аппарата может быть определено по информации о начальном местоположении и информации о составляющих вектора скорости на последующем участке полёта или на основе непосредственных измерений параметров, определяющих место летательного аппарата относительно наблюдаемых ориентиров. Применяются следующие методы определения местоположения летательного аппарата. **Метод счисления пути** основан на определении составляющих вектора скорости летательного аппарата в системе координат, привязанной к земной поверхности, и интегрировании этих составляющих по времени. Для решения задачи этим методом может быть использована информация от инерциальных, доплеровских, курсовых систем и измерителей воздушной скорости. **Позиционный метод** основан на измерении физических величин (навигационных параметров), для которых известна пространственная зависимость. В этом случае одно измерение позволяет определить поверхность положения (ПП), во всех точках которой навигационный параметр постоянен и равен измеренному его значению. В одной из точек ПП находится летательный аппарат в момент измерения соответствующего ей навигационного параметра. Пересечение ПП с поверхностью земного геоида даёт линию положения (ЛП) — линию на земной поверхности, являющуюся геометрическим местом точек проекции возможного местоположения летательного аппарата на поверхности Земли. Могут быть три типа ЛП: изолинии геометрического параметра (радионавигационного и астронавигационного), изолинии физического параметра (изодинамы магнитного поля, изобары поля давления, изолинии поля силы тяжести), топографической линии. Местоположение летательного аппарата определяется (рис. 1) как точка пересечения двух ЛП или более (трёх ПП или более). **Обзорно-сравнительный метод** основан на определении местоположения летательного аппарата путём сравнения параметров какого-либо физического поля, заложенных в память ЭВМ, с измеренными значениями параметров этого поля. Могут использоваться поле рельефа, магнитное поле, гравитационное поле, поле давления, поле оптического контраста, поле радиолокационного контраста, поле инфракрасного контраста.

**Методы формирования программы полёта.** В горизонтальной плоскости маршрут полёта прокладывается в виде отрезков частных ортодромий, которые задаются географическими координатами промежуточных пунктов маршрута, расположенных в начале (конце) каждой ортодромии — дуги большого круга, проходящей через две точки на земной поверхности, полёт по которым является полётом по линии кратчайшего расстояния между этими точками. В районе аэродрома траектория полёта формируется с учётом особенностей данного аэродрома и характеристик летательного аппарата. В вертикальной плоскости траектория формируется одним из следующих способов: выход на заданный эшелон полёта (см. *Эшелонирование*) по жёстко программируемой траектории; выход на заданный эшелон полёта по непрограммируемой траектории; полёт по экономичной по расходу топлива траектории. Основные варианты режимов полёта в последнем случае — полёт на максимальную дальность, максимальное время полёта и полёт, наиболее экономичный по эксплуатационным расходам. Для некоторых военных самолётов типовым является полёт по «потолкам», а для гражданских — полёт со сменой эшелонов. Осуществляется также программирование полёта по времени. В этом случае основными вариантами являются программирование времени прибытия самолёта в отдельные точки маршрута (прежде всего в конечную) и программирование графика полёта по времени непрерывно по всему маршруту.

**Методы вывода летательного аппарата в заданную точку.** Различают маршрутный и путевой (курсовой) методы вывода летательного аппарата в заданную точку. При **маршрутном методе** (рис. 2, а) задача **Н** решается в земной системе координат. Основным параметром управления является линейное боковое уклонение  $Z$ , а также расстояние до заданной точки по линии пути ( $S_{\text{ост}}$ ). При этом методе достигается максимальная точность выдерживания линии заданного пути и определения расчётного времени прибытия в заданную точку. При **путевом (курсовом) методе** (рис. 2, б) параметром управления является угол доворота (разность между заданным и текущим путевыми углами). Полёт в заданную точку выполняется по кратчайшему расстоянию из точки, соответствующей текущему местоположению летательного аппарата.

В развитии средств и методов **Н.** можно выделить следующие основные этапы. Первый этап (до начала 20-х гг.) характеризовался применением метода визуальной ориентировки, второй (20—50-е гг.) — применением простых средств инструментальной навигации (например, радиокompаса). Рост интенсивности воздушного движения, концентрация движения в районах расположения наземных радиомаяков привели к необходимости осуществления зональной навигации, основной отличительной особенностью которой является возможность полётов по любым траекториям и прежде всего по трассам, не проходящим через радиомаяки. Решение этой задачи было реализовано на следующем этапе (50—80-е гг.) установкой на борту летательного аппарата навигационных вычислителей, позволяющих «хранить» программу полёта и вычислять сигналы выхода на заданную траекторию. Появление на борту летательного аппарата навигационных вычислителей привело к образованию навигационных и пилотажно-навигационных комплексов (см. *Пилотажно-навигационное оборудование*).

*Лит.:* Помыкаев И. И., Селезнев В. П., Дмитроченко Л. А., Навигационные приборы и системы, М., 1983; Олянюк П. В., Астафьев Г. П., Грачев В. В., Радионавигационные устройства и системы гражданской авиации, М., 1983; Воздушная навигация, Справочник, М., 1988.

*О. В. Виноградов.*

Рис. 1. Определение местоположения летательного аппарата по линиям положения: *a* — по измерению дальностей *D* до двух радиостанций; *b* — по измерению азимута *A* и дальности *D*; *в* — по двум гиперболическим линиям положения; *P*<sub>1</sub>, *P*<sub>2</sub>, *P*<sub>3</sub> — наземные радиостанции; *M*<sub>с</sub> — местоположение летательного аппарата; *N* — направление на север.

Рис. 2. Основные навигационные параметры и методы вывода летательного аппарата в заданную точку: *a* — маршрутный метод; *b* — путевой метод; ИПМ — исходный пункт маршрута; ППМ — промежуточные пункты маршрута (*i* = 1, ..., *n*); КПМ — конечный пункт маршрута; *Z* — линейное боковое отклонение от заданного маршрута; *S*<sub>ост</sub> — оставшееся расстояние до очередного ППМ; *M*<sub>с</sub> — местоположение летательного аппарата; *V*<sub>п</sub> — вектор путевой скорости; *V* — вектор воздушной скорости; *W* — вектор скорости ветра;  $\{\{\Psi\}\}$  — курс летательного аппарата; ПУ — путевой угол летательного аппарата; УС — угол сноса; ЗПУ — заданный путевой угол; УД — угол доворота; *D* — дальность до пункта назначения; *N* — направление на север.

**Навье** (Navier) Луи Мари Анри (1785—1836) — французский учёный и инженер в области механики, член французской АН (1824). С 1820 профессор. Основные работы по строительной механике, сопротивлению материалов, теории упругости, гидравлике и гидромеханике. Вывел уравнения движения несжимаемой вязкой жидкости (см. *Навье — Стокса уравнения*), общие уравнения равновесия и движения упругого тела, уравнения изогнутой оси прямого и кривого брусков при изгибе. Исследовал изгиб прямоугольной пластины и т. д.

*Соч.:* Memoire sur les lois du mouvaerent des fluides, P., 1827.

**Навье — Стокса уравнения** (по имени Л. М. А. Навье и Дж. Стокса) — фундаментальная система уравнений аэро- и гидродинамики, выражающая в дифференциальной форме закон сохранения количества движения; впервые были выведены Л. М. А. Навье (1822) и С. Д. Пуассоном (1829) на основе упрощённой молекулярной модели для газов, А. Ж. К. Сен-Венаном (1843) и Дж. Стоксом (1845) на основе континуального подхода. В последнем случае при применении теоремы о сохранении количества движения к элементарному объёму жидкости наряду с напряжениями давления учитываются вязкие напряжения и предполагается линейная зависимость *тензора напряжений от тензора скоростей деформации*.

При течении несжимаемой жидкости **Н.** — **С. у.** имеют вид:

$\{\{\text{формула}\}\}$

где *V* — вектор скорости, *F* — вектор массовых сил,  $\{\{\rho\}\}$  — плотность, *p* — давление, *v* —

кинематическая вязкость,  $t$  — время,  $D/Dt$  — так называемая субстанциональная, или полная, производная,  $\{\Delta\}$  — символ оператора Лапласа. Для невязкой жидкости ( $\mathbf{v} = 0$ ) **Н. — С. у.** переходят в *Эйлера уравнения*. Решение **Н. — С. у.** должно удовлетворять заданным начальным и граничным условиям, последние зависят от рода исследуемой задачи. Для твёрдого тела с непроницаемой поверхностью, движущегося в покоящейся среде, они представляют собой условия прилипания на обтекаемой поверхности и условия затухания вносимых телом возмущений на больших расстояниях от неё. **Н. — С. у.** замыкаются *неразрывности уравнением*, имеют в общем случае седьмой порядок, и нахождение решения из-за нелинейности сопряжено с очень большими трудностями.

Если ввести вектор завихренности  $\{\omega\} = \text{rot}\mathbf{V}$  и применить операцию ротора к **Н. — С. у.** в предположении, что массовые силы имеют потенциал ( $\mathbf{F} = \text{grad}\Pi$ ), то получим обобщённое уравнение Гельмгольца

$\{\Delta\}\omega = -\text{rot}\mathbf{F}$

то есть **Н. — С. у.** описывают процесс конвективного переноса и диффузии завихренности в поле течения.

В частных случаях **Н. — С. у.** допускают точные решения. Среди них выделяется класс течений, в которых движение происходит лишь в одном направлении. Типичным примером является задача о бесконечной плоской пластине, которая из состояния покоя мгновенно приводится в движение с постоянной скоростью  $\mathbf{u}\{\omega\}$  в своей плоскости; её решение записывается в квадратурах

где  $\{\eta\} = y/2(vt)^{1/2}$ . Эта задача хорошо раскрывает природу **Н. — С. у.** как уравнения переноса завихренности: при  $t = 0$  в плоскости пластины возникает тангенциальный разрыв, который равносителен появлению вихревой пелены и который при  $t > 0$  диффундирует в окружающую среду; при этом суммарная завихренность в поперечном сечении поток остаётся постоянной во всё время движения. Толщина увлекаемого пластиной слоя жидкости  $\{\delta\} \approx 4(vt)^{1/2}$ . Аналогичный характер поведения имеет решение уравнений изобарического ламинарного пограничного слоя в плоской пластине.

При движении сжимаемой среды **Н. — С. у.** имеют более сложный вид, и для их замыкания кроме уравнения неразрывности используются *энергии уравнение* и уравнение состояния среды.

*В. А. Башкин.*

**награды ФАИ** — вручаются Международной авиационной федерацией (ФАИ) отдельным лицам и коллективам, внёсшим большой вклад в дело развития авиации и космонавтики. В число этих наград входят следующие.

**Золотая авиационная медаль.** Является высшей наградой ФАИ. Учреждена в 1924. Ежегодно присуждается только одному человеку за особо крупный вклад в развитие авиации и космонавтики. Первая медаль вручена в 1925 итальянцу Франческо де Пинедо. Этой награды удостоены восемь граждан СССР: *А. И. Туполев* (1958), *Ю. А. Гагарин* (1961), *В. К. Коккинаки* (1965), *А. С. Яковлев* (1967), *С. В. Ильюшин* (1969), *М. Л. Попович* (1972), *А. В. Федотов* (1974), *С. И. Харламов* (1987).

**Золотая космическая медаль.** Является высшей наградой ФАИ. Учреждена по предложению Федерации авиационного спорта СССР в 1963. Ежегодно присуждается обычно одному человеку — космонавту за выдающиеся достижения в космосе или другому лицу, внёсшему значит. вклад в развитие космонавтики. Этой медалью награждены лётчики-космонавты СССР: *А. Г. Николаев* (1963), *П. Р. Попович* (1963), *В. В. Терешкова* (1964), *В. М. Комаров* (1965), *К. П. Феоктистов* (1965), *Б. Б. Егоров* (1965), *А. А. Леонов* (1966, 1976), *Г. Т. Береговой* (1978), *Ю. В. Романенко* (1979), *В. А. Ляхов* (1980), *А. И. Березовой* (1983), *В. А. Соловьёв* (1985),

Г. С. Титов (1986), В. С. Титов (1989), М. Х. Манаров (1989).

**Золотая медаль имени Юрия Гагарина.** Учреждена по предложению Федерации авиационного спорта СССР в 1968 в честь космонавта Ю. А. Гагарина, первого в мире человека, совершившего космический полёт 12 апреля 1961. Ежегодно присуждается обычно одна медаль — лётчику-космонавту, который в предыдущем году достиг выдающихся успехов в покорении космоса. Среди награждённых медалью лётчики-космонавты СССР: Береговой (1969), Николаев (1970), В. И. Севастьянов (1970), В. А. Шаталов (1971), А. С. Елисеев (1971), В. И. Кубасов (1976), В. В. Ковалёнок (1979), В. В. Рюмин (1980), Соловьёв (1987), Романенко (1987), А. А. Волков (1989).

**Золотая парашютная медаль.** Учреждена по предложению почётного президиума Международной парашютной комиссии ФАИ Д. Истела (США) в 1968. Присуждается ежегодно одному лицу за выдающиеся достижения в области парашютизма, они могут быть в области спорта, безопасности прыжков, изобретений, техники, медалью удостоен советский парашютист И. И. Лисов (1984).

**Золотая медаль Нила.** Учреждена по предложению аэроклуба Египта в 1972. Медалью ежегодно награждают лицо, группу или организацию за выдающиеся работы в области авиационно-космического образования, особенно в течение года, предшествующего награде. Медалью Нила награждены советские граждане В. Ф. Башкиров (1976), В. С. Брусов (1989).

**Золотая авиамодельная медаль.** Учреждена по предложению Федерации авиационного спорта СССР в 1987. Присуждается ежегодно одна медаль за выдающиеся организаторские заслуги в области авиамоделизма.

**Медаль Анри де Лаво.** Учреждена в 1933 в Честь основателя Международной авиационной федерации и бывшего её президента графа *де Лаво*, который внёс большой вклад в развитие авиации и погиб в авиационной катастрофе при исполнении служебных обязанностей. Медалью награждаются обладатели признанных ФАИ абсолютных авиационных и космических рекордов мира. Первыми из советский лётчиков медалью де Лаво были награждены *М. М. Громов*, *А. Б. Юмашев*, *С. А. Данилин* (1937). Медали де Лаво удостоены свыше 40 советских лётчиков и космонавтов: *Г. К. Мосолов* (1960, 1962, 1963), *Б. М. Адрианов*, *К. К. Коккинаки* (оба в 1961), Федотов (1962, 1973, 1977), Гагарин, Г. С. Титов (оба в 1962), *П. М. Остапенко*, *В. С. Ильюшин* (оба в 1963), *С. Е. Савицкая* (1985) и др. Ежегодно может присуждаться несколько медалей в зависимости от числа установленных в течение года абсолютных мировых рекордов.

**Медаль Луи Блерио.** Учреждена в 1936 в честь *Л. Блерио*, бывшего вице-президента ФАИ. Медалью могут награждаться ежегодно не свыше трёх человек — обладателей наивысших рекордов по скорости, высоте и расстоянию полёта по прямой на лёгком самолёте. Награды удостоены советский лётчики *А. И. Бодрягина* (1949) и *О. А. Булыгин* (1977).

**Медаль Отто Лилиенталя.** Учреждена 1938 в честь *О. Лилиенталя*. Присуждается за значительные достижения или большие заслуги в области планеризма в течение продолжительного времени. Ежегодно награждается один пилот-планерист, который побил международный рекорд или совершил «пионерский полёт» в течение прошедшего года, открыл новые возможности для планеризма или в течение длительного времени оказывал большие услуги в развитии планеризма и является активным пилотом-планеристом.

**Медаль А. Туполева.** Учреждена в 1989 по предложению Федерации авиационного спорта СССР. Ежегодно присуждается одному авиамodelисту, который в одном году стал победителем национального чемпионата и чемпионата мира по авиамodelьному спорту в одном и том же классе модели.

**Бронзовая медаль.** Учреждена в 1962. Ежегодно присуждается одна медаль по предложению генерального директора ФАИ за выдающиеся заслуги перед ФАИ в административной работе, в организации международных спортивных соревнований, работе технических комиссий.

**Диплом Поля Тиссандье.** Учреждён в 1952 в честь генерального секретаря ФАИ в 1919—1945. Присуждается авиационным специалистам за добросовестную работу и инициативу в развитии спортивной авиации. Ежегодно награждается несколько человек. Диплома удостоены 92 советских гражданина.

**Почётный групповой диплом.** Учреждён в 1965 по предложению Федерации авиационного спорта СССР. Им ежегодно награждают группу людей, которые внесли большой вклад в развитие авиации и космонавтики. Дипломом награждены 26 советских коллективов, среди них: журнал «Крылья Родины» (1965), ОКБ Яковлева (1966), О. К. Антонова (1967), А. И. Туполева (1969), Центральный аэроклуб СССР (1973), космодром «Байконур» (1974), коллективы, создавшие космические аппараты «Луна-17», «Венера-9», «Венера-10» (1977), Центр подготовки космонавтов им. Ю. А. Гагарина (1987) и др.

**Диплом В. М. Комарова.** Учреждён ФАИ в 1970 по предложению Федерации авиационного спорта СССР в память о советском космонавте Комарове, командире экипажа космического корабля «Восход», погибшего в 1967. Этот диплом может присуждаться космонавтам, членам экипажа многоместных космических кораблей за выдающиеся достижения в исследовании космического пространства в предыдущем году. Ежегодно присуждают не более трёх дипломов.

**Диплом имени О. К. Антонова.** Учреждён в 1987 по предложению Федерации авиационного спорта СССР в честь генерального конструктора авиационной техники Антонова. Ежегодно присуждается один диплом авиамodelисту за новые технические решения в авиамodelьном спорте, получившие признание у мировой спортивной общественности.

**Почётный диплом президентам ФАИ.** Учреждён в 1973. Им награждаются бывшие президенты ФАИ в знак признания их заслуг перед ФАИ. Такого диплома удостоен В. К. Коккинаки (1984).

**Диплом Монгольфье.** Учреждён в 1960 в честь братьев *Монгольфье*. Им ежегодно награждают трёх человек за лучшие спортивные достижения за предыдущий год в воздухоплавании и вклад в развитие спортивного воздухоплавания.

**Диплом Альфонса Пено.** Учреждён в 1979 в честь французского изобретателя. Ежегодно присуждается один диплом авиамodelисту, который завоевал титул чемпиона мира, или не менее трёх раз стал победителем на национальных первенствах, или установил не менее трёх мировых рекордов, либо лицу, дважды выполнявшему обязанности директора на национальных, международных соревнованиях, чемпионатах Европы и мира.

**Диплом Леонардо да Винчи.** Учреждён в 1970 в честь *Леонардо да Винчи*. Ежегодно награждают одним дипломом парашютиста за выдающиеся успехи.

**Диплом дельтапланеризма.** Учреждён в 1979. Ежегодно может награждаться один человек за выдающийся вклад в развитие дельтапланеризма.

**Диплом Феникса.** Учреждён в 1978. Им награждают любителя-авиатора за лучшую реконструкцию или восстановление старого самолёта, построенного 30 лет назад и более.

**Диплом Чарльза Линдберга.** Учреждён в 1983 в честь *Чарльза Линдберга*. Им награждают лиц или организации, которые внесли значительный вклад за период не менее 10 лет в развитие спортивной или транспортной авиации. Ежегодно присуждается один диплом.

**Диплом «Колибри».** Учреждён в 1983. Им может награждаться ежегодно один человек, внёсший выдающийся вклад в развитие сверхлёгкой авиации.

См. также *Арести кубок*, *Нестерова кубок*.

*Ю. А. Постников.*

**нагрузка** летательного аппарата, полезная нагрузка, — запас топлива и целевая нагрузка.

Определяет основные размеры и массу летательного аппарата. Запас топлива складывается из топлива, расходуемого при взлёте, наборе высоты, крейсерском полёте и посадке, а также нормируемого *аэронавигационного запаса топлива*. Топливо, расходуемое на земле до старта, в **Н** не входит.

Состав целевой нагрузки зависит от назначения летательного аппарата. Для гражданских летательных аппаратов — это **коммерческая нагрузка** (иногда её называют **платной нагрузкой**) — пассажиры, багаж, почта, грузы. Для военно-транспортных — десантируемая техника, грузы, личный состав. Для боевых летательных аппаратов — боевая нагрузка (ракеты, бомбы и т. п.). Для пассажирских летательных аппаратов коммерческая нагрузка ограничивается в основном прочностью или объёмом конструкции, для военно-транспортных — взлётной массой, соответствующей минимальному значению *эксплуатационной перегрузки*, для боевых летательных аппаратов — нормальной и перегрузочной взлётной массой.

**нагрузка на ометаемую поверхность** — отношение взлётной массы вертолётa к *ометаемой площади его несущего винта* (или нескольких винтов) или, что точнее, тяги винта к ометаемой его лопастями площади. Значение **Н. на о. п.** определяет скорость отбрасываемого винтом потока (индуктивную скорость), которая падает с уменьшением нагрузки, что приводит к снижению индуктивных потерь мощности. Поэтому уменьшение **Н. на о. п.** при неизменной мощности силовой установки вертолётa позволяет увеличить тягу несущего винта, однако необходимое для этого увеличение диаметра несущего винта приводит к возрастанию массы конструкции вертолётa. Максимум *весовой отдачи* достигается при оптимальной **Н. на о. п.**, которая в зависимости от массы вертолётa, его схемы и типа силовой установки обычно составляет 12—70 кг/м<sup>2</sup>. Снижение удельной массы двигателей, появление тяжёлых вертолётов, возрастание их энерговооружённости приводят к увеличению оптимальной **Н. на о. п.**

Существуют эксплуатационные ограничения **Н. на о. п.**, обусловленные значением индуктивной скорости потока. Для транспортных вертолётов максимальная **Н. на о. п.** исходя из условий безаэродромного базирования не должна превышать 70—80 кг/м<sup>2</sup>. Для вертолётов-кранов, используемых на монтажных работах (когда под вертолётom находятся люди в специальном снаряжении), **Н. на о. п.** допускается не выше 50—60 кг/м<sup>2</sup>. Для спасательных вертолётов, подбирающих людей на режиме висения, **Н. на о. п.** должна быть не выше 30—35 кг/м<sup>2</sup>.

Наибольшие значения **Н. на о. п.** имеют *преобразуемые аппараты* вертикального взлёта: аппараты с поворотными винтами — 50—150 кг/м<sup>2</sup>, аппараты с винтами на поворотных крыльях — 200—300 кг/м<sup>2</sup>, самолёты вертикального взлёта и посадки с вентиляторами — до 2500 кг/м<sup>2</sup>. Увеличение **Н. на о. п.** приводит также к увеличению скорости снижения аппарата на режиме *авторотации*, что затрудняет выполнение аварийной посадки при отказе силовой установки или делает такую посадку невозможной.

*М. П. Логинов.*

**нагрузки на летательный аппарат** — система сил, действующих на летательный аппарат и являющихся основой для определения его прочности. В эту систему входят аэродинамические, аэростатические, инерционные силы, тяга двигателей, силы от реакции земли при движении по аэродрому, от неравномерного изменения температуры конструкции, от акустических давлений, от наддува в гермоотсеках и др. Различают внешние нагрузки — поверхностные (силы давления и трения), объёмные, или массовые (сила тяжести, инерционные силы) и внутренние нагрузки — усилия, потоки напряжений и т. п., являющиеся результатом действия внешних сил, нагревания (тепловые нагрузки) и других факторов. При решении ряда задач применяют способы с использованием интегралов от внешних нагрузок в виде распределённых по длине и сосредоточенных (суммарных) нагрузок, а также в виде перерезывающих сил  $Q$  и моментов — изгибающих  $M_{изг}$  и крутящих  $M_{крут}$ . В расчётах летательных аппаратов широко применяется интегральная характеристика нагрузок — перегрузка, равная отношению суммы поверхностных сил к силе тяжести летательного аппарата.

По характеру изменения во времени **Н. на л. а.** разделяют на статические (например, в установившемся вираже), квазистатические, относящиеся к так называемым манёвренным нагрузкам, и динамические, возникающие в конструкции, когда развиваются упругие колебания (например, от посадочного удара); при этом время изменения внешних поверхностных сил сравнимо или много меньше какого-либо периода собственных колебаний конструкции. **Н. на л. а.** принято определять в соответствии с *Нормами прочности* летательных аппаратов, в которых регламентированы типичные условия нагружения и их нормированные параметры для каждого расчётного случая. Например, при манёвре самолёта типичным является показанное на рис. 1 распределение вертикальных проекций аэродинамических нагрузок, уравновешенных массовыми нагрузками. Эти нагрузки разгружают (на 10—30%) крыло самолёта, но для таких его частей, как нос фюзеляжа, пилоны двигателей, являются основными при расчёте на прочность. **Н. на л. а.** определяют ещё для ряда расчётных случаев: разворота летательного аппарата при рулении, действия ветра на стоянке, остановки двигателей на одном полукрыле в полёте, действия шума реактивных струй, раскрытия тормозного парашюта, вынужденной посадки на воду (действует гидродинамическая нагрузка), примерзания лыжного шасси, буксировки и пр. Для быстро вращающихся агрегатов двигателей существенной является, например, гироскопическая нагрузка.

При расчёте динамической **Н. на л. а.** во время полёта в неспокойном воздухе кроме воздействия однократных порывов ветра рассматривается и реакция конструкции летательного аппарата на непрерывную *турбулентность* воздушного потока. В этом случае воздействие **Н. на л. а.** может быть описано многомерным случайным процессом со спектральными плотностями в виде следующего линейного уравнения:

$$S(\{\omega\}) = S_w(\{\omega\})|T(i\{\omega\})|^2,$$

где  $S_w(\{\omega\})$  — спектральная плотность турбулентности,  $T(i\{\omega\})$  — передаточные функции или амплитудно-фазовые частотные характеристики **Н. на л. а.** при действии синусоидального порыва ветра,  $\{\omega\}$  — частота. По  $S(\{\omega\})$  находят *повторяемость нагрузок* и, задаваясь вероятностью превышения уровня каких-нибудь нагрузок, получают максимальные эксплуатационные нагрузки. Такой же приём используют и при расчёте нагрузок, возникающих во время пробега самолёта по неровностям аэродрома. Другим примером динамического нагружения летательного аппарата может служить воздействие циклических аэродинамических сил на винтах вертолётов в полёте из-за изменения условий обтекания лопасти при её азимутальном перемещении (аналогично и для винтов самолётов при кривой обдувке). Вызываемые этими силами переменные деформации лопасти приводят к появлению инерционных сил. В этом случае имеет место характерное для состояния аэроупругости совместное действие аэродинамических, инерционных и упругих сил. При равенстве их частоты собственной частоте колебаний лопасти возникает резонанс, приводящий к значительному увеличению уровня переменных нагрузок. Переменные **Н. на л. а.** в совокупности с основными нагрузками определяют выносливость конструкции. При этом первостепенную роль играют не только значения нагрузок, но и их число на единицу пути или времени.

Для расчётов летательных аппаратов на статическую прочность и проведения испытаний из всего многообразия внешних **Н. на л. а.** важны лишь те, которые дают наибольшие внутренние нагрузки, что в общем случае требует одновременно и решения задачи о напряжённо-деформированном состоянии. На практике эти задачи, как правило, разделяются. В частности, применительно к конструкциям, допускающим балочную схематизацию, о важности для прочности тех или иных нагрузок судят по максимальным или минимальным значениям  $Q$ ,  $M_{изг}$  или  $M_{крут}$ , так как, как правило, нет одного такого расчётного случая, который давал бы наибольшие нагрузки для всего рассматриваемого элемента конструкции, например, это показывают эпюры  $M_{изг}^y$  по полуразмаху крыла самолёта (рис. 2).

Теоретическое определение **Н. на л. а.** зачастую является достаточно сложной задачей: требуется решение систем дифференциальных уравнений, в ряде случаев нелинейных (например, при

расчёте люфтов и насыщения в средствах автоматического управления, нелинейности сил шасси и сил при больших углах атаки), а при учёте нестационарности аэродинамических сил — и систем интегро-дифференциальных уравнений. Для нахождения **Н. на л. а.** используются также методы аэродинамики и динамики полёта, законы теории колебаний и аэроупругости, акустики и теплофизики, а также теории вероятностей и математической статистики. Применяются экспериментальные методы определения **Н. на л. а.** при лётных испытаниях, испытаниях в аэродинамических трубах, в гидроканалах, на ракетных дорожках, копрах, стендах и т. п. Проводятся измерения перегрузок и других параметров, характеризующих нагружение летательных аппаратов на различных трассах и в разных режимах полёта.

*Лит.:* Тейлор Дж., Нагрузки, действующие на самолет, пер. с англ., М., 1971; Прочность самолета. Методы нормирования расчетных условия прочности самолета, под ред. А. И. Макаревича, М., 1975; Макаревич А. И., Чижов В. М., Основы прочности и аэроупругости летательных аппаратов, М., 1982.

О. А. Кузнецов.

Рис. 1. Типичный случай распределения вертикальных проекций аэродинамических нагрузок на самолёт, действующих при его манёвре, уравновешенных массовыми нагрузками:  $P_{aэр}$  — аэродинамическая нагрузка;  $P_{разгр}$  — разгрузка от массовых сил.

Рис. 2. Эпюры изгибающих моментов  $M'_{изг}$  по крылу самолёта:  $V_{max}$  — при манёвре с отклонением элеронов; I — в спокойном воздухе; II — при посадке; A' и D' — при симметричных манёврах самолёта, l — размах крыла.

**Нагурский** Ян Иосифович (1888—1976) — военный и полярный лётчик, штабс-капитан русской армии. По национальности поляк. Участник Первой мировой войны. Окончил Одесское юнкерское пехотное училище (1909), Петербургскую офицерскую воздухоплавательную школу (1913). В августе 1914 вместе с механиком Е. В. Кузнецовым совершил полёт в Арктику (в поисках пропавшей русской экспедиции Г. Я. Седова; вдоль западного побережья Новой Земли на самолёте «Морис Фарман», удаляясь от суши на расстояние до 100 км и покрыв 448 км за 4 ч 20 мин. **Н.** выполнил ещё 4 продолжительных полёта в Арктике. В 1914—1917 командовал воздушными отрядами, дивизионом Балтфлота. 17 (30) сентября 1916 **Н.** первым в мире совершил «мёртвую петлю» на гидросамолёте (М-9). В 1919 он возвратился в Польшу и больше не летал. На Земле Франца-Иосифа его именем названа полярная станция. Награждён 5 русскими боевыми орденами и орденом Возрождения Польши. Портрет см. на стр. 366.

**Надашкевич** Александр Васильевич (1897—1967) — советский конструктор авиационного вооружения, доктор технических наук (1947). Окончил Киевский университет (1916), Московскую военную авиационную школу высшего пилотажа (1918), а затем работал в ней инструктором. С 1925 член научно-технического комитета Воздушного Флота РККА. Дважды подвергался необоснованным репрессиям и, находясь в заключении, работал в ЦКБ-39 ОГПУ (1930—1931) и ЦКБ-29 НКВД (1937—1941) над новой авиационной техникой. С 1932 помощник А. И. Туполева по оснащению самолётов авиационным вооружением. Под руководством **Н.** созданы пулемёт ПВ-1 с ленточным питанием для истребителей, турельные стрелковые установки, бомбардировочные установки самолётов Р-1, Р-5, ТБ-1, ТБ-3, СБ, Пе-8, Ту-2, Ту-4, Ту-16 и др. Ленинская премия, Государственная премия СССР (дважды). Награждён орденом Ленина, 4 орденами Трудового Красного Знамени, орденами Отечественной войны 1-й степени, Красной Звезды, медалями.

**надёжность авиационной техники** — свойство летательного аппарата в целом и (или) его частей (конструкции, бортового оборудования, двигателей и др.) выполнять заданные функции, сохраняя значения эксплуатационных показателей в установленных пределах, соответствующих режимам и условиям использования, технического обслуживания, ремонта, хранения и транспортировки. Научные принципы, методы и технические приёмы обеспечения **Н.** изделий авиационной техники разрабатываются теорией надёжности, основой которой являются теория вероятностей и

математическая статистика, научные методы изучения функционирования и нагружения изделий, их прочности, а также материаловедение. Практической основой **Н.** являются инженерные методы проектирования, испытаний, производства и эксплуатации авиационной техники.

Наука о **Н.** авиационной техники изучает физические причины и закономерности возникновения и развития отказов, влияние нарушений внутренних процессов функционирования и внешних воздействий на работоспособность изделий. Она создаёт научные основы расчёта и практические обеспечения **Н.** изделий, прогнозирования возможных отказов, разрабатывает теоретические основы их нормирования, методы реализации нормативных требований на этапах создания и подтверждения при испытаниях опытных и эксплуатации серийных образцов авиационной техники.

**Н.**, являясь комплексным свойством, в зависимости от назначения и условий применения изделий авиационной техники, может включать свойства безотказности, долговечности, ремонтпригодности и сохраняемости в отдельности или при определённом их сочетании.

Для многих изделий определяющими будут свойства безотказности и долговечности, характеризующие способность изделия быть работоспособным в заданное время при обеспечении свойств ремонтпригодности и сохраняемости. Под работоспособностью понимается состояние изделия, при котором оно способно выполнять заданные функции, сохрани значения параметров в пределах, установленных нормативно-технической документацией, уровень безотказности количественно характеризуется вероятностью безотказной работы за полет, наработкой на один отказ и интенсивностью отказов. Долговечность оценивается значениями ресурса по числу полётов (или суммарной наработкой изделия) и по срокам службы. Фактический уровень **Н.** (безотказности или долговечности) зависит от совершенства методов проектирования, стабильности технологических процессов и характеристик материалов, определяемых общим уровнем развития науки и техники и производственными возможностями.

Сущность решения проблемы обеспечения **Н.** изделий заключается в изучении физических причин появления и развития отказов, создании инженерных методов проектирования высоконадёжных изделий, разработке производственно-технологических процессов изготовления материалов, деталей и узлов с заданными физико-механическими и прочностными свойствами, применении эффективных методов и средств эксплуатационного контроля и технического обслуживания изделий, разработке научных методов анализа и прогнозирования ожидаемых нагрузок и внешних воздействий в реальных условиях эксплуатации.

Изделия авиационной техники являются сложными системами, и уровень их **Н.** зависит от уровня **Н.** составных частей. Особенность этих изделий заключается в том, что при допущении возможности отказа отдельных составных частей работоспособность всего изделия должна сохраняться. С этой целью применяется рациональное резервирование частей с потенциально возможными отказами. Отказы должны быть контролируемы (экипажу выдаётся информация об их появлении). Наиболее опасные отказы должны парироваться аварийными системами, изменением условий или режимов работы отказавших агрегатов. Состояние работоспособности и возникшие отказы в полёте регистрируются с помощью систем сбора полётной информации (см. *Бортовой накопитель*). Летательный аппарат в целом и его составные части должны быть приспособлены к установлению причин неисправностей, их устранению и предупреждению, то есть должны обладать необходимой эксплуатационной технологичностью.

Уровень **Н.** летательного аппарата и его составных частей оценивается рядом единичных количественных показателей, характеризующих свойства безотказности, долговечности и сохраняемости. Для летательного аппарата в целом применяются также комплексные показатели, характеризующие готовность к вылету, регулярность и безопасность полётов и совершенство технического обслуживания. **Н.** является важнейшей составной частью более общего свойства изделий — качества, характеризующего способность изделия быть использованным по назначению.

**Создание и развитие науки о надёжности.** Теоретические основы науки о **Н.** авиационной техники в СССР были заложены в 50—60-х гг. Их базу составили количественные методы расчёта и анализа и инженерные методы обеспечения **Н.** при создании и испытаниях изделий авиационной техники. Разработка методов количеств, оценки уровня **Н.**, дифференцированный подход к оценке влияния различных видов отказов систем на выполняемые летательным аппаратом функции позволили перейти к активному управлению процессом обеспечения **Н.** на этапах проектирования, экспериментальной отработки и лётно-доводочных испытаний летательных аппаратов. Была создана основа для объективной сравнительной оценки уровней **Н.** летательных аппаратов различных типов и динамики их изменения во время эксплуатации. Реализация этих методов стала возможной благодаря созданию и широкому внедрению единой отраслевой системы учёта и сбора информации об отказах, выявляемых в эксплуатации, а также благодаря разработке вероятностно-статистических и расчётно-аналитических методов. В 70-х гг. наука о надёжности в авиации получила дальнейшее развитие. Основу её составили комплексные программы обеспечения **Н.**, опирающиеся на научные методы проектирования, испытаний и эксплуатационной оценки **Н.** изделий авиационной техники. Цель работы по обеспечению и анализу **Н.** — изучение причин зарождения и развития неисправностей и создание изделий с заданным и контролируемым уровнем **Н.** Сложность решения проблемы **Н.** возрастает одновременно с увеличением сложности создаваемых изделий и их насыщением автоматическими устройствами и системами, поддерживающими рабочие режимы вблизи пределов устойчивости работы и прочности конструкции. Благодаря применению научных методов обеспечения **Н.**, учёту предшествующего опыта уровень **Н.** вновь создаваемых изделий возрастает по сравнению с уровнем **Н.** прототипов.

**Научные методы и практика обеспечения надёжности изделий.** Сущность научных методов заключается в обосновании выбора рациональных конструктивных схем, обеспечивающих наиболее полное выполнение заданных функций в расчётных условиях эксплуатации при различных внешних воздействиях и возможных отказах отдельных узлов и подсистем. Расчётно-аналитические методы основаны на применении теории вероятностей и статистической информации об отказах элементов, агрегатов и узлов, полученной в ходе эксплуатации. При анализе рассматриваются работоспособное состояние изделия и состояние отказа, а само изделие представляется состоящим из последовательных и параллельных соединений элементов и узлов. **Н.** отдельных узлов и изделия в целом рассчитывается с применением структурных, логических или схемно-функциональных методов. Последний метод позволяет учитывать изменяющуюся схемную структуру изделия применительно к меняющимся режимам и условиям полёта летательного аппарата. Комплекс выполняемых работ даёт возможность получить данные по прогнозированию ожидаемого уровня **Н.**

В число применяемых способов обеспечения требуемых уровней **Н.** изделий входят следующие. На стадии проектирования — использование новых материалов с улучшенными физико-химическими характеристиками и новых элементов повышенной **Н.**; разработка принципиально новых схемных решений, включая резервирование; выбор оптимальных рабочих режимов и условий работы; разработка эффективного производственного и эксплуатационного контроля, обеспечивающего диагностику и прогнозирование технического состояния изделий. На стадии производства — использование прогрессивной технологии; применение эффективных методов контроля; проведение специальных испытаний на **Н.** основных систем и изделия в сборе. На стадии эксплуатации — обеспечение и контроль заданных условий и режимов работы; проведение профилактических работ; эксплуатационный контроль работоспособности; анализ и устранение причин выявляемых отказов.

**Надёжность авиационных конструкций** — способность конструкций сохранять заданную прочность при выполнении своих функций в процессе отработки назначенного ресурса. Под безотказностью конструкции понимается: отсутствие разрушений её элементов и (или) конструкции в целом из-за недостатка прочности (несущей способности) или устойчивости при возникновении экстремальных условий нагружения; отсутствие повреждений от действия многократно повторяющихся переменных нагрузок или температурных напряжений; отсутствие

чрезмерных упругих деформаций несущих поверхностей от действия аэродинамических нагрузок и т. п. Безотказность авиационной конструкции тесно связана с безопасностью, гарантирующей практическую невероятность катастрофических ситуаций. Требования безопасности авиационной конструкции отражаются в государственных документах: Нормах лётной годности гражданских самолётов (действовавших в СССР), Федеральных правилах лётной годности (США), Требованиях к лётной годности (Великобритания) и т. д. или в межгосударственных положениях (например, в Руководстве по лётной годности Международная организация гражданской авиации).

Долговечность авиационной конструкции характеризуется её техническим ресурсом, который определяется наработкой — продолжительностью работы авиационной конструкции (число лётных часов, полётов и др.) и сроком службы, выражаемым календарным временем эксплуатации. Срок службы парка летательных аппаратов может быть увеличен путём рационального использования индивидуального ресурса каждого экземпляра. Эксплуатационная сохраняемость конструкции — способность её сохранять работоспособность в промежутках между периодами эксплуатации (например, когда летательный аппарат находится на стоянке, в ангаре). Для обеспечения сохраняемости конструкции в это время (от действия окружающей среды и т. п.) важное значение имеет коррозионную стойкость материалов и их антикоррозийная защита.

Контроль фактического уровня **Н.** конструкции летательного аппарата в процессе эксплуатации проводится на основе оценки показателей **Н.** При разработке методов обеспечения **Н.** авиационных конструкций в конце 60-х гг. возникла тенденция прямого использования вероятностных критериев теории **Н.** из-за недостатка фактических данных в диапазоне весьма малых вероятностей. Начиная с конца 70-х гг. получили практическое использование типовые подходы теории **Н.**, основанные на формулировке количественных вероятностных критериев.

**Надёжность авиационного двигателя.** Особенность **Н.** авиационного двигателя заключается в необходимости получения оптимальных удельных характеристик по тяге, массе и расходу топлива в широком диапазоне изменения внешних условий при безотказной работе всех его систем в течение назначенного ресурса. Работоспособность и совершенство функциональных характеристик двигателя зависят от **Н.** обеспечивающих систем (топливной, охлаждения, смазки), систем управления, регулирования и контроля. Уровень **Н.** двигателя зависит от прочности основных силовых частей, определяемой запасами прочности и значениями тепловых, газодинамических, вибрационных и других воздействий. Уровень **Н.** двигателя оценивается его наработкой на отказ, а также значениями назначенного и межремонтных ресурсов. Оценка уровней **Н.** выполняется также в ходе специальных стендовых ресурсных и лётных испытаний на летающих лабораториях. **Н.** двигателя во многом определяет его стоимость и эффективность эксплуатации.

**Надёжность авиационного бортового оборудования.** Особенность бортового оборудования — взаимосвязь и взаимодействие отд. систем и большая зависимость работоспособности отдельных приборов и устройств от внешних условий в местах их установки (вибраций, температуры, давления, влажности). Основные направления работ по обеспечению **Н.** оборудования: оптимальное резервирование, создание приемлемых местных условий работы отдельных приборов и устройств. Лабораторно-стендовая отработка отдельных узлов и систем является важной составной частью работ по обеспечению **Н.** оборудования. Уровень **Н.** оборудования оказывает существенное влияние на объём трудозатрат при техническом обслуживании и на степень готовности летательного аппарата к полётам. Это обуславливает повышенные требования к уровню **Н.**, контролепригодности, эксплуатационной технологичности и унификации отдельных устройств, приборов и систем. Важным условием улучшения эксплуатационных свойств оборудования является широкое применение встроенного контроля.

*В. В. Косточкин.*

**Назаров** Аркадий Сергеевич (1899—1987) — советский конструктор авиационных двигателей. Окончил Военно-воздушную академию РККА имени профессора Н. Е. Жуковского (1925, ныне

Военно-воздушная инженерная академия имени профессора Н. Е. Жуковского). В 1930 организовал и возглавил КБ на авиадвигательном заводе №29 в Запорожье. Под его руководством были внедрены в серийное производство первый советский поршневой двигатель М-11 конструкции А. Д. Швецова и лицензионные поршневые двигатели М-22, М-85, разработан ряд их модификаций, в том числе М-86, М-87. В 1937 назначен главным конструктором авиадвигательного завода №16 в Воронеже. В том же году был необоснованно репрессирован; находясь в заключении, работал в спецорганизациях над созданием новой авиационной техники. После освобождения из заключения (1947, реабилитирован в 1956) работал до 1970 в различных КБ. Награждён орденом Красной Звезды. Портрет см. на стр. 369.

**наземные испытания летательного аппарата** — комплекс наземных работ, связанных с подготовкой опытного (модифицированного) летательного аппарата к *вылету первому*. В зависимости от характера решаемой задачи **Н. и.** выполняются в ангаре или в испытательном боксе, на специально оборудованных площадках или непосредственно на месте стоянки летательного аппарата, а также на рулёжных дорожках и лётной полосе испытательного аэродрома (полигонные испытания самолётов и вертолётов). Цели **Н. и.**: выявление возможных конструктивных и производственных дефектов летательного аппарата, его силовой установки, отдельных бортовых систем, автоматических устройств и оборудования, установление готовности летательного аппарата к выполнению на нём испытательного полёта, а также подготовка экипажа и наземного обслуживающего персонала к *лётным испытаниям* этого летательного аппарата.

До начала **Н. и.** на летательном аппарате, как правило, должны быть завершены лабораторные, стендовые и лётные испытания его двигателя, основных бортовых систем и оборудования, а также эксперименты на *пилотажных стендах* и *летающих лабораториях* (при необходимости). В ходе **Н. и.** на этапе *заводских испытаний* опытного (модифицированного) летательного аппарата выполняются следующие работы: контрольная проверка работоспособности силовой установки летательного аппарата, его бортовых систем и оборудования; проверка соответствия их характеристик техническим требованиям и предварит. оценка надёжности их работы, отказо- и пожаробезопасности. При подготовке летательного аппарата к первому вылету, кроме того, осуществляется оценка по результатам полигонных испытаний (рулёжек, пробежек, *подлётов* — на самолётах, испытаний на стенде и в свободном висении — вертолётов и самолетов вертикального взлёта и посадки, аэростатические испытаний дирижаблей и др.) его управляемости и устойчивости движения как при отсутствии ветра, так и при боковом ветре; условий балансировки летательного аппарата и эффективности органов управления; уровня усилий на рычагах управления. Узловыми вопросами в этом случае являются: оценка работоспособности силовой установки летательного аппарата и всех жизненно важных бортовых систем; выявление неприятных и опасных особенностей в поведении летательного аппарата в момент отрыва от взлетно-посадочной полосы или подтверждение их отсутствия; оценка эффективности работы основной и аварийной тормозных систем; оценка эффективности амортизационных устройств шасси; оценка уровня и характера вибраций в кабине на всех этапах движения летательного аппарата по аэродрому.

По совокупным результатам указанных испытаний принимается решение о возможности и условиях проведения первого вылета летательного аппарата (уточняются для этого полёта его масса, центровка и конфигурация, взлётное и посадочное положение относительно взлетно-посадочной полосы, положения механизмов балансировки и др.).

На этапе контрольно-сдаточных испытаний серийных летательных аппаратов проводятся только предусмотренные инструкцией по технической эксплуатации летательного аппарата наземные работы и эксперименты.

*Лит.:* Пашковский И. М., Леонов В. Д., Поплавский Б. К., Лётные испытания самолетов и обработка результатов испытаний, М., 1985.

*И. М. Пашковский.*

**«Накадзима»** (Nakajima Hikoki Kabushiki Kaisha; Nakajima Aircraft Co) — авиастроительная фирма Японии. Основана в 1914, указанное название с 1924 (до этого — Японские авиационные заводы). Функционировала до 1945, выпуская гражданские и военные самолёты и авиационные двигатели. В 20-х и в начале 30-х гг. значительное место в продукции «Н.» занимали самолёты и поршневые двигатели, производившиеся по лицензиям Великобритании, Франции, Нидерландов и США. В начале 20-х гг. был создан первый японский цельнометаллический самолёт (бомбардировщик В-6 и его гражданский вариант Р-6), а в начале 30-х гг. — первый истребитель японской конструкции («тип 91»). К известным самолётам фирмы периода Второй мировой войны относятся истребители Ki-43 (первый полёт в 1939, выпущено свыше 5900, см. рис. в табл. XXII), Ki-44 (1940), Ki-84 (1943) и палубные торпедоносцы B5N (1937) и B6N (1941). В 1945 был построен опытный реактивный бомбардировщик Kikka с двумя турбореактивными двигателями (по образцу немецкого самолёта Мессершмитт Me262). Всего в 1914—1945 было выпущено около 26 тысяч самолётов различных типов. В 1956 предприятия «Н.» отошли промышленному концерну «Фудзи» и фирме «Ниссан мотор». Производство летательных аппаратов «Фудзи» возобновил лицензионным выпуском лёгких самолётов фирм «Бич» и «Цесна». В числе собственных разработок концерна тренировочный самолёт Т-1 (1958; первый реактивный самолёт японской конструкции), четырёхместный административный самолёт F-200 (1965) с поршневым двигателем и др. Начатое в 60-х гг. лицензионное производство вертолётов фирмы «Белл» продолжалось в 70-х и 80-х гг.

**наньчанский авиационный завод** — авиационное предприятие Китайской Народной Республики. В конце 50-х и в 60-е гг. выпускал по лицензии советские самолёты Ан-2 (под обозначением Y-5). В конце 60-х гг. был начат выпуск штурмовика Q-5/A-5 (на основе самолёта МиГ-19), с 1961 — учебно-тренировочного самолёта CJ-6 (на основе Як-18). Завод разработал учебно-тренировочный самолёт «Хейян» с поршневым двигателем (первый полёт в 1985, на основе CJ-6) и учебно-тренировочный реактивный самолёт К-8 (1990).

**наплыв крыла** — часть *крыла*, выступающая из обвода основной трапеции (С на рис.). В зависимости от расположения различают передние и задние **Н. к.** На крыльях большого удлинения для увеличения площадей поперечных сечений в бортовой части крыла, а также для размещения устройств механизации крыла применяются, как правило, задние наплывы. Для крыльев сложной формы в плане характерно наличие передних наплывов. Простейший передний **Н. к.** имеет прямые передние кромки и представляет собой, по существу, треугольное крыло очень малого удлинения, расположенное непосредственно перед исходным крылом, общем случае форма наплыва может быть произвольной. Крыло сложной формы в плане с передним наплывом обладает рядом аэродинамических особенностей. При дозвуковых скоростях полёта добавление наплыва практически не изменяет размерных несущих свойств исходного крыла при малых углах атаки  $\{\alpha\} < (5—10)^\circ$ , но приводит к усилению нелинейного прироста подъёмной силы при дальнейшем увеличении угла атаки и к значительному возрастанию критического угла атаки и максимального коэффициента подъёмной силы. Благоприятное увеличение несущих свойств крыла на больших углах атаки при наличии переднего **Н. к.** улучшает *взлётно-посадочные характеристики* и *манёвренность* самолёта. Оно обусловлено отрывным поперечным обтеканием передних кромок **Н. к.** и образованием интенсивных устойчивых вихревых систем (см. рис. 3 к статье *Крыла теория*), которые индуцируют большие дополнительные разрежения на верхней поверхности крыла. Переход от исходного трапециевидного крыла к крылу с передним наплывом даёт возможность увеличить внутренние объёмы крыла и одновременно уменьшить *относительные толщины* профилей в наплывной части крыла, что приводит к уменьшению сопротивления и к росту значений максимального *аэродинамического качества*  $K_{max}$  самолёта при сверхзвуковых скоростях полета. Кроме того, имеющие большие углы стреловидности передние кромки наплыва остаются дозвуковыми до очень больших значений *Маха числа* полёта, что позволяет реализовать на крыльях сложной формы в плане заметные выигрыши в аэродинамическом сопротивлении и значениях  $K_{max}$  путем оптимизации формы срединной поверхности и распределения объёма крыла по хорде и по размаху. При соответствующем выборе

высоты и размаха переднего наплыва можно получить несущую поверхность с заданной разницей в положениях *фокуса аэродинамического* при малых дозвуковых скоростях и при данной сверхзвуковой крейсерской скорости. Указанные аэродинамические особенности обусловили широкое применение крыльев сложной формы в плане с передними наплывами в авиационной, ракетной и авиационной, космической технике.

Л. Е. Васильев.

### Наплывы крыла.

**направляющий аппарат компрессора** — неподвижный лопаточный венец, устанавливаемый за рабочими колёсами осевого компрессора. Назначение **Н. а. к.** — преобразование части кинетической энергии потока в потенциальную, изменение направления потока за рабочим колесом данной ступени для подачи к рабочему колесу следующей ступени под заданным углом. **Н. а. к.**, устанавливаемый за рабочим колесом последней ступени компрессора, называют его спрямляющим аппаратом (СА) и предназначен для раскрутки потока до осевого направления. В зависимости от угла поворота потока СА, могут быть одно-, двух- или трехрядными. Для обеспечения заданной кинематики потока перед компрессором используется еще входной направляющий аппарат.

В многоступенчатых высоконапорных компрессорах **Н. а. к.** используется ещё и для регулирования их работы на нерасчётных режимах. В этом случае лопатки **Н. а. к.** или их выходные части выполняются поворотными относительно своих продольных осей, что позволяет изменять их углы установки с тем, чтобы обтекание лопаток самих **Н. а. к.**, так и примыкающих рабочих колёс регулируемых ступеней происходило без срыва потока и существенного повышения потерь. Кроме того, регулирование компрессора улучшает согласование работы различных групп ступеней компрессора. Благодаря регулированию удаётся: обеспечить необходимый запас газодинамической устойчивости двигателя и поддерживать высокий уровень его КПД в заданном диапазоне режимов двигателя; получить заданную зависимость расхода воздуха от частоты вращения ротора; облегчить запуск газотурбинного двигателя; устранить повышенные вибронпряжения на лопатках компрессора.

Ф. Ш. Гельмедов.

**напряженно-деформированное состояние** (НДС) **конструкции** — совокупность внутренних напряжений и деформаций, возникающих при действии на неё внешних нагрузок, температурных полей и других факторов. НДС определяется расчётными и экспериментальными методами в виде распределения напряжений, деформаций и перемещений в конструкции и является основанием для оценки *статической прочности* и *ресурса* авиационных конструкций на всех этапах жизненного цикла летательного аппарата. При расчётах НДС определенным образом идеализируется расчётная схема (см. *Строительная механика. Конструктивно-силовая схема*). С внедрением современных универсальных численных методов расчёта сложная авиационная конструкция может рассматриваться как совокупность простых механических элементов (балок, пластин, стержней и пр.). В одной из возможных схем расчёта НДС крыла малого удлинения (рис. 1) стенки лонжеронов (л — л), стенки нервюр (н — н) и обшивка (о — о) моделируются плоскими четырёхугольными элементами, воспринимающими плоское напряжённое состояние, пояса лонжеронов и нервюр (п — п) моделируются стержнями. Различают общее и местное НДС. Общее НДС определяется в силовых элементах конструкции без учёта концентрации напряжений, вызванных местными конструктивно-технологическими особенностями (отверстиями, выточками и пр.). Местное НДС определяется вблизи концентратора напряжений с учётом вида концентратора и приложенной нагрузки. При расчётном методе исследования местного НДС вид нагрузки может быть определён из предшествующего расчёта общего НДС. Например, в расчётной схеме плоского кольцевого шпангоута (рис. 2,а) к общему НДС относятся прогиб упругой линии шпангоута  $f$  (рис. 2,б) и нормальное напряжение в наружном волокне верхнего пояса лонжерона  $\{\sigma\}_0$ ; к местному НДС — распределение напряжений  $\{\sigma\}_n$  (рис. 2, в) по сечению С — С

отверстия, расположенного в элементе шпангоута А — А, В — В.

В случае линейной упругости материала и малости перемещений (при линейном НДС) расчёт конструкции можно производить на единичные случаи нагружения. Например, НДС фюзеляжа рассчитывается отдельно при действии единичных значений силы  $p$  и изгибающего момента  $m$ , приложенных к оперению самолёта. НДС различных случаев совместного нагружения определяется сложением результатов расчётов НДС на единичные случаи нагружения с коэффициентами  $K_p$  и  $K_m$  (суперпозиция результатов расчётов):  $P = K_p p$ ,  $M = K_m m$ .

При нелинейном НДС суперпозиция недопустима. Например, при расчёте несущей способности поперечного сечения фюзеляжа самолёта учитываются нелинейные эффекты — пластичность материала и потери устойчивости элементов конструкции. Результаты расчёта НДС должны подтверждаться экспериментально (см. *Тензометрия*).

Лит.: Филин А. П., Прикладная механика твердого деформируемого тела, т. 1, М., 1975.

В. Ф. Воробьев.

Рис. 1. Модель расчёта напряжённо-деформированного состояния крыла малого удлинения.

Рис. 2. Расчётная схема плоского кольцевого шпангоута с радиусом упругой линии  $R$  и приложенными силами  $P$  (а) и результаты общего (б) и местного (в) напряжённо-деформированного состояния.

**насадки аэродинамические** — то же, что *приёмники давлений*.

**научно-исследовательские институты и центры авиационные** — организации, проводящие теоретические и экспериментальные исследования в различных областях авиационной науки и техники. Сфера их деятельности охватывает аэродинамику, динамику полёта и системы управления летательных аппаратов, конструкционные материалы и прочность авиационных конструкций, силовые установки и бортовое оборудование летательных аппаратов, вопросы эксплуатации авиационной техники и т. д. В задачи авиационных **Н.-и. и. и ц.** входит определение перспективных направлений развития авиационной техники, изыскание новых эффективных методов и средств совершенствования летательных аппаратов и внедрение их в практику авиационной промышленности, научное (в том числе экспериментальное) обеспечение опытно-конструкторских работ по созданию новой авиационной техники и т. п. Для выполнения этих задач исследовательские организации имеют развитую (во многих случаях уникальную) экспериментальную базу.

Первые организации такого профиля появились в начале XX в. Создание их в России связано с именем *Н. Е. Жуковского* — организованы первые аэродинамические лаборатории в Московском университете (1902) и Императорском техническом училище (1910), а в 1904 в Кучине под Москвой основан первый специализированный Аэродинамический институт. Также по инициативе Жуковского в 1918 был учреждён *Центральный аэрогидродинамический институт*. В последующий период в ходе развития отечественной авиации и авиационной промышленности сеть научно-исследовательских институтов авиационного профиля в СССР непрерывно расширялась. Были созданы *Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации*, *Центральный институт авиационного моторостроения*, *Всесоюзный научно-исследовательский институт авиационных материалов*, *Лётно-исследовательский институт*, *Государственный союзный сибирский научно-исследовательский институт авиации*, *Научно-исследовательский институт авиационной технологии и организации производства*, *Всесоюзный институт лёгких сплавов*, *Научно-исследовательский институт авиационного оборудования*, *Государственный научно-исследовательский институт авиационных систем* и ряд других научно-исследовательских организаций.

Также к началу XX в. относится зарождение авиационных **Н.-и. и. и ц.** за рубежом. В 1909

основали аэродинамические лаборатории *Л. Прандтль* в Гёттингене, *А. Г. Эйфель* и *О. Рато* в Париже. В 1915 в США был образован Национальный консультативный комитет по аэронавтике (National Advisory Committee for Aeronautics, NASA), под эгидой которого стали формироваться исследовательские центры. В 1958 он был реорганизован в *Национальное управление по аэронавтике и исследованию космического пространства*. Одним из старейших является *Королевский авиационный научно-исследовательский институт* в Великобритании, образованный в 1918 на базе Королевского авиационного завода (Royal Aircraft Factory), на котором к тому времени получили широкое развитие проектные и исследовательские работы. Крупными исследовательскими организациями являются также *Национальное управление авиационно-космических исследований* во Франции и *Научно-исследовательский институт авиации и космонавтики ФРГ*. Подобные организации широкого профиля были созданы и во многих других странах: в Индии — Национальный авиационный институт (National Aeronautical Laboratory), основан в 1959; в Канаде — Национальный авиационный научно-исследовательский институт (National Aeronautical Establishment), основан в 1951; в КНР — Китайский аэродинамический научно-исследовательский центр (China aerodynamics research and development centre), образован в 1976; в Нидерландах — Национальный научно-исследовательский институт по авиации и космонавтике (National Luchten Ruimtevaart-laboratorium), основан в 1919; в Польше — Институт авиации (Instytut Lotnictwa), основан в 1926; в Румынии — Национальный институт научных и технологических исследований (Institut National de Creation Scientifique et Technique); в Чехословакии — Авиационный исследовательский и испытательный институт (Vyzkumny a Zkusebni Letecky Ustav), основан в 1922; в Швеции — Авиационный научно-исследовательский институт (Hygtekniska Forsoksantalten), основан в 1940; в Югославии — Институт воздухоплавательной техники (Vazduhoplovna tehnic'ki institut), основан в 1946; в Японии — Национальный институт по авиации и космонавтике (National Aerospace Laboratory), основан в 1955. И в указанных выше и в других зарубежных странах существуют научно-исследовательские организации более узкой специализации, работающие в области авиации и космонавтики.

**научно-исследовательский институт авиации и космонавтики ФРГ** (Deutsche Forschungs- und Versuchsanstalt für Luft- und Raumfahrt, DFVLR) — ведущая организация ФРГ по научным исследованиям в области авиации и космонавтики. Институт образован в 1969 в результате объединения трёх ранее существовавших исследовательских центров авиационного профиля. Имеет отделения механики полёта и навигации, механики жидкости, материаловедения и конструкций, систем связи и изучения окружающей среды, энергетики, разработки проектов летательных аппаратов, экспериментальных установок. Исследовательские центры института располагают высокоразвитой экспериментальной базой.

**научно-исследовательский институт авиационного оборудования** (НИИАО). Создан в 1983 в г. Жуковском Московской области на базе филиала и специализированного КБ *Лётно-исследовательского института*. Является головным институтом авиационной промышленности России в области бортового оборудования летательных аппаратов и эргономики. В институте проводятся теоретические и экспериментальные исследования по созданию на базе новых физических принципов и технологий, структур перспективных образцов оборудования для самолётов и вертолётов различных типов, опытно-конструкторские разработки электронных бортовых комплексов и их элементов, систем отображения информации и органов управления пилотируемых космических аппаратов, комплексных тренажёров для подготовки космонавтов. Институт располагает вычислительным центром, экспериментально-стендовой базой для проведения исследований и отработки комплексов, систем и отдельных образцов бортового оборудования, опытным и макетно-экспериментальным производством. Издаёт тематические сборники.

**научно-исследовательский институт авиационной технологии и организации производства** (НИАТ) — организован из Центрального института труда, созданного в 1920 А. К. Гастевым в Москве. Указанное название с 1947. Имеет несколько филиалов в других городах. В состав института входят ряд специализированных технологических конструкторских отделений.

Основные задачи института: технологическое обеспечение создания новых образцов авиационной техники; постоянное повышение эффективности и технического уровня серийного производства в целях повышения производительности труда и качества продукции; разработка общих теоретических основ технологии и научных основ всех видов технологических процессов; совершенствование методов и средств технологической подготовки производства; разработка новых технологических процессов изготовления заготовок, обработки деталей, их сборки и контроля; разработка методов и средств комплексной механизации и автоматизации производства; повышение качества, надёжности и ресурса изделий технологическими методами; совершенствование организации и управления производством; подготовка научных кадров. Издаются «Труды» института (с 1948). Награждён орденом Трудового Красного Знамени (1966).

**научно-производственное объединение имени С. А. Лавочкина** — берёт начало от авиационного завода №301, образованного в 1937 в г. Химки Московской области на базе мебельной фабрики. Завод серийно выпускал самолёты УТ-2, УТ-3, Як-1, Як-7. В ОКБ, организованном при заводе, сначала проводились (под руководством А. А. Дубровина) работы по созданию учебно-тренировочного истребителя на основе французского самолёта «Кодрон», а в 1939 оно было передано С. А. Лавочкину, В. П. Горбунову и М. И. Гудкову, по проекту которых на заводе были изготовлены истребители ЛаГГ-1 и ЛаГГ-3. Для обеспечения серийного производства ЛаГГ-3 Лавочкин (с частью ОКБ) был переведён в ноябре 1940 на завод №21 в Горьком, а Горбунов — на завод №31 в Таганроге; Гудков продолжил работы по дальнейшему развитию ЛаГГ-3 в Химках. В октябре 1941 завод был эвакуирован в Новосибирск, а на его месте образован ремонтный завод, проводивший в годы Великой Отечественной войны капитально-восстановительный ремонт боевых самолётов (в том числе непосредственно в воинских частях), а также сборку самолётов из привозных узлов (было собрано и сдано 397 самолётов). ОКБ Лавочкина в Горьком создало в годы войны истребители Ла-5 и Ла-7. В октябре 1945 авиационное опытное производство в Химках было воссоздано (снова как завод №301), и возглавил его Лавочкин. Здесь были продолжены разработки его самолётов (см. статью *Ла*), а в 50-х гг. были также развёрнуты работы по ракетной технике: созданы комплексы зенитных управляемых ракет, стратегическая крылатая ракета «Буря» с маршевым прямоточным воздушно-реактивным двигателем. В 1960 предприятие стало именоваться Государственным союзным машиностроительным заводом имени С. А. Лавочкина, а в 1974 получило указанное название.

С середины 60-х гг. специализируется в области беспилотных космических средств для исследований околоземного пространства, Луны, планет и малых тел Солнечной системы дистанционными и контактными методами и астрофизических наблюдений. Созданы автоматические космические аппараты и межпланетные станции серий «Луна», «Венера», «Марс», самоходные автоматические зонды (типа «Луноход» и др.), автоматические аппараты по международным проектам «Вега» и «Фобос», автоматической обсерватории «Астрон», «Гранат» и другие объекты космической техники. В этот период с предприятием связана деятельность таких конструкторов и учёных, как Г. И. Бабакин, В. М. Ковтуненко. Предприятие награждено орденом Ленина (1944), двумя орденами Трудового Красного Знамени (1956, 1971).

*И. Л. Шевалев.*

**научно-производственное объединение «Молния»**. Образовано в 1976. В НПО были включены КБ «Молния» (Москва), Машиностроительное КБ «Буревестник» (Москва) и *Экспериментальный машиностроительный завод*. В НПО «Молния» под руководством Г. Е. Лозино-Лозинского разработан планёр орбитального корабля многоцелевого использования «Буран».

**научно-производственное объединение «Сатурн» имени А. М. Люльки** — разработчик авиационных двигателей семейства *АЛ*. Образовано в 1982 на основе московского *Машиностроительного завода «Сатурн»*. В числе предприятий, входящих в НПО — *Машиностроительное конструкторское бюро «Гранит»*. С 1984 НПО носит имя А. М. Люльки.

**научно-экспериментальный центр автоматизации управления воздушным движением** (НЭЦ

АУВД). Учреждён в январе 1974 в Москве. Создание НЭЦ АУВД связано с интенсивным развитием воздушного транспорта, необходимостью повышения уровня безопасности, регулярности и экономичности полётов самолётов и вертолётов гражданской авиации. Является головным НИИ по вопросам развития и совершенствования Единой системы управления воздушным движением страны; разработки, испытаний и внедрения перспективных автоматизированной систем управления воздушным движением; наземных и бортовых технических средств навигации, посадки и связи; ведёт научные исследования по эргономическому обеспечению управления воздушным движением и подготовке диспетчерского состава. Имеет лабораторную базу для проведения всех видов исследований по закреплённой тематике. С 1979 на НЭЦ АУВД возложены функции международного научно-экспериментального центра УВД для совершенствования и дальнейшего развития систем и средств управления воздушным движением. НЭЦ АУВД представляет гражданскую авиацию страны в Международная организация гражданской авиации и других международных организациях.

**национальная принадлежность воздушного судна** — см. в статье *Воздушное судно*.

**национальное управление авиационно-космических исследований** (Office National d'Etudes et de Recherches Aérospatiales, ONERA) — ведущая организация Франции по научным исследованиям в области авиации и космонавтики. Основана в 1946. Находится в ведении министерства обороны, тесно сотрудничает с организациями других ведомств. Имеет отделения аэродинамики, энергетики, прочности конструкций, материалов, общей физики, комплексных исследований, больших экспериментальных установок, средств информации. Исследовательские центры управления располагают высокоразвитой экспериментальной базой.

**национальное управление по авиации и исследованию космического пространства**, НАСА (National Aeronautics and Space Administration, NASA), — правительственная организация США, обеспечивающая координацию и выполнение работ по программам освоения космоса и развития авиации. Создана в 1958 на базе Национального консультативного комитета по авиации (National Advisory Committee for Aeronautics, NACA), существовавшего с 1915. Основные задачи НАСА: создание научно-технического задела для разработки перспективных летательных аппаратов на основе проведения теоретических и экспериментальных исследований; содействие внедрению научно-технических достижений и совершенствованию находящихся в эксплуатации гражданских и военных летательных аппаратов; разработка и испытания летательных аппаратов различного назначения, в том числе беспилотных и пилотируемых космических аппаратов; осуществление национальных программ в области освоения космоса, а также в рамках международных и двусторонних соглашений США с другими странами.

В состав НАСА входят пять программно-целевых бюро для руководства, планирования и организации выполнения работ: бюро научно-технических проблем авиации и космонавтики (Office of Aeronautics and Space Technology, OAST) — руководит программами разработки перспективной авиационной и космической техники, созданием экспериментальных летательных аппаратов и проведением их демонстрационных испытаний, координирует все перспективные исследования и разработки, обеспечивает научно-техническую помощь другим организациям; бюро космических научных исследований и прикладных работ (Office of Space Science and Applications, OSSA); бюро по разработке космических транспортных систем (Office of Space Transportation Systems Acquisition, OSTSA); бюро по эксплуатации космических транспортных систем (Office of Space Transportation Systems Operation, OSTSO) и бюро по слежению и обработке данных космических полётов (Office of Space Tracking and Data Systems, OSTDS).

НАСА имеет 11 научно-исследовательских центров, которые располагают крупной экспериментальной базой, аэродинамическими дозвуковыми и гиперзвуковыми трубами, газодинамическими установками (гелиевые, азотные, ударные, импульсные трубы, газодинамические установки с нагревом), акустическими камерами, стендами для прочностных и усталостных испытаний и др. Центры НАСА, основная деятельность которых связана с научными

исследованиями в области авиации, созданием и совершенствованием летательных аппаратов, проведением их испытаний: Научно-исследовательский центр имени Ленгли (Langley Research Center, LaRC), основан в 1917; Научно-исследовательский центр имени Эймса (Ames Research Center, ARC), основан в 1940; Лётно-испытательный центр имени Драйдена (Hugh L. Dryden Flight Research Center, DFRC), основан в 1947, с 1981 включён в состав Научно-исследовательского центра имени Эймса; Научно-исследовательский центр имени Льюиса (Lewis Research Center, LeRC), основан в 1941.

В других центрах НАСА проводятся в основном разработка, производство и испытания космической техники, запуск космических аппаратов, а также исследования в области космонавтики. Крупнейшие из них: Центр космических полётов имени Маршалла (George C. Marshall Space Flight Center, MSFC), создан в 1960; Космический центр имени Л. Джонсона (Lyndon B. Johnson Space Center, JSC), введён в эксплуатацию в 1963; Космический центр имени Дж. Кеннеди (John F. Kennedy Space Center, KSC), основан в 1956; Центр космических полётов имени Годдарда (Goddard Space Flight Center, GSFC), основан в 1959. По размерам финансирования федеральным правительством НАСА занимает второе место после Министерства обороны США.

*В. В. Беляев.*

**нашлемный визир** — совокупность размещаемых на шлеме лётчика-оператора и в кабине самолёта оптико-электронных устройств, обеспечивающих сопровождение цели (объекта) поворотом головы и определение угловых координат линии визирования, цели по положению головы лётчика-оператора. На шлеме установлены коллиматорный оптический визир с полупрозрачным отражательным стеклом (размещается в поле зрения одного из глаз лётчика) и фотоприёмники системы съёма координат, воспринимающие излучение специальных оптических облучателей. В кабине самолёта находятся облучатели, а также электронный блок системы съёма координат, преобразующий сигнал фотоприёмников в сигналы, пропорциональные углам поворота головы лётчика в вертикальной и горизонтальной плоскостях. Угловые координаты цели (объекта), полученные с помощью **Н. в.**, используются для выдачи углового целеуказания головкам самонаведения управляемых ракет перед их пуском, а также бортовым радиолокационным станциям и оптико-электронным станциям для решения задач прицеливания при стрельбе и бомбометании, для коррекции навигационных систем по ориентирам с известными географическими координатами. Дальность действия **Н. в.** определяется дальностью визуального обнаружения и сопровождения цели, а зона действия по углам составляет  $\{\pm\}(60—90)\{\circ\}$  (у индикатора на лобовом стекле не более  $20\{\circ\}$ ) — и ограничивается предельными углами поворота головы лётчика-оператора в полёте. Коллиматорный оптический визир может быть заменён малогабаритным нашлемным индикатором телевизионного типа, позволяющим выводить непосредственно перед глазом лётчика-оператора пилотажную и обзорную информацию, полученную от бортовой радиолокационной станции, оптико-телевизионного визира, тепловизора и пилотажных датчиков самолёта, что обеспечивает одновременное сопровождение цели в широком диапазоне углов и контроль режимов полёта без обращения к индикаторам на приборной доске самолёта. Первые сведения о разработках **Н. в.** относятся к концу 60-х — началу 70-х гг. **Н. в.** используются на самолётах-истребителях и боевых вертолётах.

*А. Г. Зайцев.*

**Недбайло** Анатолий Константинович (р. 1923) — советский лётчик, генерал-майор авиации (1970), дважды Герой Советского Союза (дважды 1945). В Советской Армии с 1941. Окончил Ворошиловградскую военную авиационную школу пилотов (1943), Военно-воздушную академию (1951; ныне имени Ю. А. Гагарина). Участник Великой Отечественной войны. В ходе войны был лётчиком-штурмовиком, командиром звена, командиром эскадрильи. Совершил 219 боевых вылетов. После войны на преподавательской и руководящей работе в военно-учебных заведениях ВВС. Награждён орденом Ленина, 3 орденами Красного Знамени, орденом Александра Невского,

2 орденами Отечественной войны 1-й степени, орденом Отечественной войны 2-й степени, 2 орденами Красной Звезды, орденом «За службу Родине в Вооружённых Силах СССР» 3-й степени, медалями. Бронзовый бюст в г. Изюме Харьковской области.

**Соч.:** В гвардейской семье, Киев, 1975.

**Лит.:** На «летающем танке», в кн.: Подвиги во имя Отчизны, Харьков, 1974.

**Неждановский** Сергей Сергеевич (1850—1940) — русский изобретатель, конструктор и исследователь в области летательных аппаратов. Окончил Московский университет (1873), в течение многих лет сотрудничал с *Н. Е. Жуковским*. В 1880-х гг. исследовал различные проблемы создания реактивных летательных аппаратов, в середине 1890-х гг. предложил ряд оригинальных схем вертолётов (двухвинтовая с перекрытием несущих винтов, одновинтовая с аэродинамическим рулём, одновинтовая с рулевым винтом), предложил несущий винт с приводом от реактивных горелок, установленных на концах лопастей и др. В 1893 выдвинул идею самолёта бесфюзеляжной схемы с крылом толстого профиля («летающее крыло»). Записи **Н.** были обнаружены лишь в конце 1950-х гг., поэтому результаты его изысканий не были использованы в практических разработках. В различные периоды своей деятельности, в том числе во время работы в Кучинском аэродинамическом институте (1904—1906) и в Центральном аэрогидродинамическом институте (1919—1929), **Н.** занимался разработкой и испытаниями воздушных змеев, змеев-планёров, летающих моделей (в том числе изучением устойчивости и управляемости этих устройств), воздушных винтов, аэросаней, глиссеров и т. п.

**Лит.:** История воздухоплавания и авиации в СССР, под ред. В. А. Попова, М., 1944; **Чаплыгин С. А.**, Работы С. С. Неждановского по планерам, аэропланам..., Собр. соч., т. 3, М.—Л., 1950.

**Нейланд** Владимир Яковлевич (р. 1932) — советский учёный в области механики, член-корреспондент АН СССР (1987). После окончания Московского физико-технического института (1956) работает в Центральным аэрогидродинамическом институте (с 1987 заместитель начальника), преподаёт в Московском физико-техническом институте (с 1966, проф. с 1979). Исследовал взаимодействие пограничного слоя с внешними сверхзвуковыми и гиперзвуковыми потоками и скачков уплотнения с пограничным слоем. Разработал асимптотическую теорию отрыва ламинарного пограничного слоя в этих условиях. Создал методики определения аэродинамических характеристик и аэродинамического нагрева гиперзвуковых летательных аппаратов. Премия имени Н. Е. Жуковского (1969, 1974). Награждён орденом «Знак Почёта».

**Соч.:** К теории отрыва ламинарного пограничного слоя в сверхзвуковом потоке газа, «Известия АН СССР, сер. Механика жидкости и газа», 1969, №4; Асимптотическая теория отрыва и взаимодействия пограничного слоя со сверхзвуковым потоком газа, «Успехи механики», 1981, т. 4, в. 2.

**В. Я. Нейланд.**

**Некрасов** Александр Иванович (1883—1957) — советский учёный в области теоретической механики и аэро- и гидромеханики, академик АН СССР (1946; член-корреспондент 1932), заслуженный деятель науки и техники РСФСР (1947). Окончил Московский университет (1906); ученик *Н. Е. Жуковского* и *С. А. Чаплыгина*. В 1906—1911 преподавал математику и физику в средних учебных заведениях Москвы, вёл педагогическую работу в ряде вузов; в 1911—1956 (с перерывом) работал в Московском университете (в 1911—1917 доцент, с 1918 профессор, заведующий кафедрой теоретической механики). С 1930 заместитель начальника Центрального аэрогидродинамического института по науке. Был необоснованно репрессирован и в 1937—1943 находился в заключении, работая в ЦКБ-29 НКВД над новой авиационной техникой. В 1943—1956 начальник и консультант теоретической и расчётной части ОКБ А. И. Туполева; с 1945 заведующий отделом аэромеханики Института механики АН СССР. Основные исследования

посвящены фундаментальным проблемам аэро- и гидродинамики и математики, в особенности теории волн и струй, теории флаттера, линейным и нелинейным интегральным и интегродифференциальным уравнениям. Первый лауреат премии имени Н. Е. Жуковского (1922). Государственная премия СССР (1952). Награждён орденами Ленина, Трудового Красного Знамени, медалями.

Соч.: Собр. соч., т. 1—2, М., 1961—1962.

А. И. Некрасов.

**Неман** Иосиф Григорьевич (1903—1952) — советский учёный и конструктор в области авиационной техники, профессор (1938). Участник Гражданской войны. Окончил Харьковский технологический институт (1929). С 1926 в КБ К. А. Калинина (впоследствии начальник отдела, заместитель главного конструктора). Принимал участие в создании пассажирских самолётов К-3, К-4, К-5. С 1932 руководитель КБ, с 1936 главный конструктор ОКБ. В 1931—1938 и 1944—1952 заведующий кафедрой конструкций самолётов Харьковского авиационного института. Под руководством **Н.** созданы скоростной пассажирский самолёт *ХАИ-1* [первый в Европе самолёт с убирающимися в полёте шасси (рис. в таблице XII)], учебно-боевой самолёт ХАИ-3, скоростные разведчики ХАИ-5 (Р-10) и ХАИ-6, штурмовики «Иванов», ХАИ-51, ХАИ-52. Был необоснованно репрессирован и в 1939—1941 находился в заключении, работая при этом в ЦКБ-29 НКВД (принимал участие в создании бомбардировщиков Пе-2 и Ту-2). Награждён орденом Красной Звезды.

И. Г. Неман.

**непосредственное управление подъёмной и боковой силами** (НУПБС) — создание подъёмной и боковой сил (см. *Аэродинамические силы и моменты*) за счёт дополнительных органов управления (интерцептор, киль и др.) без изменения угла атаки  $\{\{\alpha\}\}$  и угла скольжения  $\{\{\beta\}\}$  или изменение ориентации летательного аппарата без изменения аэродинамических нагрузок (*перегрузки п*). Например, для изменения скорости  $V$  обычного (без системы НУПБС) самолёта без изменения высоты  $H$  полёта необходимо изменить угол атаки, изменение курса  $\{\{\Psi\}\}$  летательного аппарата без изменения угла крена  $\{\{\gamma\}\}$  вызывает его скольжение. НУПБС наряду с традиционными формами движения (см. формы I и II в таблице), обеспечиваемыми созданием управляющих моментов по тангажу, крену и рысканию и регулированием тяги двигателей, позволяет реализовать раздельное (независимое) управление тремя группами фазовых координат (см. формы III—V в таблице и на рис. 1):

угловыми координатами, определяющими ориентацию летательного аппарата относительно земли (углы тангажа  $\{\{\vartheta\}\}$  и крена, курс) при фиксированных углах ориентации летательного аппарата относительно вектора скорости (углы  $\{\{\alpha\}\}$  и  $\{\{\beta\}\}$ );

линейными координатами (высота и боковое смещение  $z$ ) при фиксированных значениях  $\{\{\vartheta\}\}$ ,  $\{\{\gamma\}\}$  и  $\{\{\Psi\}\}$ ;

угловыми координатами  $\{\{\vartheta\}\}$ ,  $\{\{\gamma\}\}$  и  $\{\{\Psi\}\}$  при заданных законах изменения линейных координат (например,  $H = \text{const}$ ) и неизменном значении перегрузок.

Использование НУПБС расширяет возможности применения летательного аппарата, повышает его эффективность. Две формы движения — III и IV — придают летательному аппарату новые динамические свойства при стабилизации угловых и линейных координат, приближая их к интегрирующему звену (см. *Передаточная функция*) по регулируемому параметру. За счёт этого существенно упрощается ручное управление летательным аппаратом, повышается точность стабилизации и управления угловыми и линейными координатами. Эти формы движения могут быть полезными лётчику при дозаправке в воздухе, полёте строем, заходе на посадку и при посадке, для точной стабилизации угла тангажа и курса, компенсации сноса самолёта боковым

ветром, а также в ряде других более сложных задач, требующих точного управления комбинациями линейных и угловых координат. При построении систем автоматического управления летательного аппарата введение НУПБС в III и IV формах движения облегчает построение контура стабилизации полёта, упрощает решение задачи обеспечения устойчивости замкнутой системы «лётчик — самолёт» (см. *Лётчик*).

V форма движения обеспечивает изменение угловой ориентации летательного аппарата при неизменной траектории движения. Это свойство летательного аппарата с НУПБС может быть полезным, в частности при решении некоторых задач управления при полётах на малых высотах и во всех случаях, когда при обычном управлении движением летательным аппаратом по траектории возникает нежелательное изменение его угловой ориентации. Прямой эффект от V формы — расширение зон обзора.

Примерами НУПБС являются использование поворотных крыльев на некоторых ракетах, управление *общим шагом* несущего винта вертолёта.

В качестве органов НУПБС на самолётах для создания подъёмной силы могут использоваться элементы *механизации крыла* (в первую очередь его задней кромки) совместно с задним или передним *горизонтальным оперением* (рис. 2,а), а для создания боковой силы — руль направления вместе со специально устанавливаемыми рулевыми поверхностями на передней или центральной части фюзеляжа (рис. 2,б). Для целей НУПБС возможно использование и других способов (совместное и дифференциальное отклонение секций тормозных щитков, интерцепторов, горизонтального оперения и т. д.).

Как правило, органы, используемые для НУПБС, создают при своём отклонении не только аэродинамическую силу (подъёмную или боковую), но и моменты (моменты тангажа, крена и рыскания). Целесообразно с помощью основных органов управления самолёта, создающих моменты тангажа, крена и рыскания, обеспечить возможность в режимах НУПБС полной или частичной компенсации моментов от органов НУПБС.

В системе автоматического управления реализация отдельных форм движения по фазовым координатам может быть обеспечена двумя способами: введением жёсткой стабилизации соответствующей группы фазовых координат за счёт глубоких отрицательных обратных связей по этим параметрам движения (например, управление малыми перемещениями по высоте и боковому отклонению можно обеспечить за счёт НУПБС при наличии жёсткой стабилизации курса и углов тангажа и крена — рис. 3,а); организацией на входе в исполнительную часть системы управления функциональных перекрёстных связей между каналами управления, а также обратных перекрёстных связей по параметрам движения данной формы для компенсации аэродинамических взаимовлияний каналов управления и фазовых координат (рис. 3,б). При использовании таких принципов управления с органами НУПБС летательного аппарата в управляемом движении описывается более простыми передаточными функциями, что позволяет упростить некоторые подсистемы системы автоматического управления и, следовательно, повысить их надёжность.

Необходимость использования той или иной формы движения определяется конкретной задачей пилотирования. При изменении этапа полёта и задачи пилотирования производится переключение системы управления с одной формы на другую. Поскольку число возможных форм движения велико, в кабине могут дополнительно устанавливаться специальные рычаги управления.

Требования к эффективности органов НУПБС (см. *Эффективность органов управления*) зависят от конкретной задачи пилотирования. Так, в задачах типа дозаправки, требующих прецизионного управления при отсутствии жёстких ограничений по времени, необходимые для управления перегрузки не превышают  $n_y \approx 0,1$ . В других задачах точного управления, в особенности при дефиците времени, требуемые перегрузки существенно повышаются (до  $n_y \approx 1$ ).

При использовании НУПБС в широком диапазоне режимов полёта необходимы высокая степень

автоматизации и применение цифровой вычислительной техники. Организация НУБПС на летательном аппарате оказывает влияние на его облик и может привести к некоторому ухудшению его лётных данных (за счёт увеличения массы конструкции, повышения аэродинамического сопротивления). Это следует учитывать при общей оценке эффективности летательного аппарата.

Исследования НУБПС в СССР и за рубежом начались в конце 60-х гг. Первый практический опыт применения НУБПС (1970) — на самолёте Локхид L-1011 (США) для режима посадки; осуществлялось непосредственное управление подъёмной силой с целью повышения быстродействия по перегрузке в канале управления продольным движением. Исследования по применению НУБПС на манёвренных самолётах проводились в США и ФРГ в 70-х гг. В США были созданы летающие лаборатории по экспериментальной оценке эффективности НУБПС в воздушном бою и при атаке различных целей на базе самолётов Джeneral дайнемикс F-16, Воут F-8 и др. В начале 80-х гг. по программе АFTI (программа исследований по созданию усовершенствованного истребителя) в США был создан и прошёл лётные испытания экспериментальный вариант самолёта АFTI/F-16 с системой НУБПС и цифровой системой управления. В СССР НУБПС было реализовано на летающих лабораториях, созданных на базе самолётов Су-9 и МиГ-23.

По сведениям зарубежной печати авиационные фирмы США и некоторых западноевропейских стран предусматривают применение НУБПС на перспективных военных самолётах (истребителях и истребителях-бомбардировщиках) 1990—2000-х гг.

*Л. И. Загайнов.*

Форма движения	Продольное движение		Боковое движение	
	Задача управления	Характерные параметры*	Задача управления	Характерные параметры*
I	Управление скоростью	$V \neq \text{const}$ $n_y \neq \text{const}$ $\alpha = \text{const}$	Управление креном	$\gamma \neq \text{const}$ $\beta \neq \text{const}$
II	Управление тангажом	$\vartheta \neq \text{const}$ $\alpha \neq \text{const}$ $n_y \neq \text{const}$ $V \neq \text{const}$	Управление (балансировка) скольжением	$\beta \neq \text{const}$ $\Psi \neq \text{const}$ $n_x \neq \text{const}$ $\gamma = \text{const}$
III	Управление изолированным тангажом	$\vartheta \neq \text{const}$ $\alpha = \text{const}$ $n_y \neq \text{const}$ $V = \text{const}$	Управление курсом	$\Psi \neq \text{const}$ $\beta = \text{const}$ $\gamma = \text{const}$ $n_x = \text{const}$
IV	Управление вертикальным перемещением	$n_y \neq \text{const}$ $\alpha \neq \text{const}$ $\vartheta = \text{const}$ $V = \text{const}$	Управление боковым перемещением	$n_x \neq \text{const}$ $\beta \neq \text{const}$ $\Psi = \text{const}$ $\gamma = \text{const}$

V	Управление поворотом фюзеляжа	$\vartheta \neq \text{const}$ $\alpha \neq \text{const}$ $n_y = \text{const}$ $V = \text{const}$	Управление поворотом фюзеляжа	$\Psi = \text{const}$ $\beta = \text{const}$ $n_x = \text{const}$ $\gamma = \text{const}$
---	-------------------------------	---	-------------------------------	--

\* Кроме управляемого параметра (указан первым) приведены параметры, которые необходимо изменить или сохранить постоянными при решении поставленной задачи.

Рис. 1. Формы продольного (а) и бокового (б) движений самолёта (соответственно в вертикальной и горизонтальной плоскостях) при использовании НУПБС.

Рис. 2. Органы непосредственного управления подъёмной (а) и боковой (б) силами: 1 — элевон; элемент механизации крыла; 2 — стабилизатор (или дестабилизатор 3); 4 — руль направления; 5 — рулевая поверхность на центральной (или на передней — б) части фюзеляжа; • — центр масс;  $\{\Delta\}Y_1$  и  $\{\Delta\}Y_2$  — приращения подъёмной силы, вызванные отклонениями элевонов (или элементов механизации крыла) и стабилизатора (дестабилизатора);  $\{\Delta\}Y_{\Sigma} = \{\Delta\}Y_1 + \{\Delta\}Y_2$  — суммарное приращение подъёмной силы;  $\{\Delta\}Z_1$  и  $\{\Delta\}Z_2$  — приращения боковой силы, вызванные отклонениями руля направления и рулевой поверхности;  $\{\Delta\}Z_{\Sigma} = \{\Delta\}Z_1 + \{\Delta\}Z_2$  — суммарное приращение боковой силы; G — вес летательного аппарата.

Рис. 3. Структурные схемы систем управления летательного аппарата с НУПБС с жёсткой стабилизацией фазовых координат (а) и с перекрёстными связями (б):  $\{\Psi\}_{\text{зад}}$ ,  $\{\vartheta\}_{\text{зад}}$  и  $\{\gamma\}_{\text{зад}}$  — заданные по условиям полёта курс, углы тангажа и крена, а  $\{\Delta\Psi\}$ ,  $\{\Delta\vartheta\}$  и  $\{\Delta\gamma\}$  — отклонения текущих значений от заданных,  $H_{\text{ком}}$  и  $z_{\text{ком}}$  — команды, задающие изменения  $H$  и  $z$ ;  $\{\delta\}_{\text{э}}$ ,  $\{\delta\}_{\text{н}}$ ,  $\{\delta\}_{\text{я}}$  и  $\{\psi\}_{\text{ст}}$  — соответственно углы отклонения элевонов, руля направления, рулевой поверхности и стабилизатора (дестабилизатора);  $\{\omega\}_{\text{x}}$ ,  $\{\omega\}_{\text{y}}$  — угловые скорости крена и рыскания.

**неравновесное течение** — течение газа, в котором время *релаксации* сравнимо с характерным временем течения в условиях проявления *реального газа эффектов*, в том числе *скачка конденсации* и сопутствующего ему переохлаждения потока. Кроме того, в многофазных средах рассматривают неравновесный тепло- и массообмен и обмен импульсом между фазами. Энергетической характеристикой **Н. т.** является **степень неравновесности** — отношение энергии, связанной с проявлением соответствующего релаксационного процесса, к энтальпии торможения потока (см. *Торможения параметры*). Так, для течения двухатомного газа с возбуждением колебаний атомов максимальное значение степени неравновесности 0,22. Поскольку релаксационные явления влияют на теплопередачу и аэродинамические характеристики тел, причём это влияние может быть немонотонным неравновесное обтекание, например клина, сопровождается искривлением *ударной волны* и изменением распределения давления по его поверхности. При этом значения координат центра давления и производных *аэродинамических коэффициентов*  $c_y$  и  $m_z$ , по углу атаки  $\{\alpha\}$  могут выходить за пределы интервала значений, которые реализуются в *равновесном течении* и *замороженном течении*. **Н. т.** в *аэродинамических трубах* по мере разгона потока сменяется замороженным, и газ в рабочей части находится в диссоциированном (возбуждённом) состоянии, что ограничивает эксплуатационные возможности установок. Так, для воздуха при *температуре торможения*  $T_0 = 8000$  К и *полном давлении*  $p_0 = 10$  МПа состав газа в рабочей части типичной высокоэнтальпийной аэродинамической трубы (трубы с высокими параметрами торможения) соответствует показателю адиабаты 1,46, причём с диссоциированным состоянием связано около 20% энтальпии торможения. Эта энергия может выделиться в поле течения у испытываемой в аэродинамической трубе модели и заметно повлиять на релаксационные явления в нём. Например, при неравновесном обтекании клина в атмосфере

давление по его образующей падает, а при обтекании возбужденным потоком в аэродинамической трубе оно может расти. Всё это указывает на невозможность моделирования натуральных условий неравновесного обтекания летательного аппарата.

*Лит.:* Неравновесные физико-химические процессы в аэродинамике, М., 1972.

*А. В. Чирихин.*

**неразрывности уравнение** — фундаментальное уравнение аэро- и гидродинамики, выражающее в дифференциальной форме закон сохранения массы в потоке:  $d\{\rho\}/dt + \operatorname{div}(\{\rho\}V) = 0$ , где  $\{\rho\}$  — плотность,  $t$  — время,  $V$  — вектор скорости потока. Впервые **Н. у.** было получено *Л. Эйлером* (1755), рассматривавшим баланс расхода жидкости через элементарный объём в предположении, что в потоке *сплошной среды* отсутствуют источники или стоки массы. Это уравнение равносильно утверждению, что в достаточно малой окрестности любой точки течения изменения плотности вещества и потока массы через эту окрестность равны по численному значению и противоположны по знаку. **Н. у.** можно записать в другой форме:

$\{D/Dt\}$

где  $D/Dt$  — так называемая полная, или субстанциональная, производная, и интерпретировать так: относительные скорости изменения плотности и элементарного объёма жидкости равны по численному значению и противоположны по знаку. Для несжимаемой жидкости ( $\{\rho\} = \text{const}$ ) **Н. у.** принимает наиболее простой вид:  $\operatorname{div}V = 0$ . Поле течения, описываемое этим уравнением, называют трубчатым, или соленоидальным. **Н. у.** в дифференциальной форме справедливо всюду за исключением точек, линий или поверхностей, где плотность или скорость терпят разрыв. В этом случае **Н. у.** должно использоваться в интегральной форме. **Н. у.** замыкает *Навье — Стокса уравнения*, *Эйлера уравнения*. См. также *Сохранения законы*.

*В. А. Башкин.*

**нервяора** (французское nervure, от латинского nervus — жила, сухожилие) — поперечный элемент *силового набора* крыла и оперения летательного аппарата. Выполняет следующие функции: создаёт и сохраняет контур сечения, в частности препятствует сближению верхних и нижних панелей при изгибе, подвергаясь при этом сжатию; перераспределяет нагрузку между элементами продольного силового набора; воспринимает воздушную нагрузку с обшивки, силы внутреннего давления в баковых отсеках, сосредоточенные усилия с узлов крепления органов управления и т. п. По конструкции различают нервюры балочные, ферменные, рамные и комбинированные. **Н.** могут быть нормальными или усиленными.

Иногда функции **Н.** выполняют поперечные рёбра панели и стойки, соединяющие верхние и нижние панели. **Н.** связываются с элементами продольного набора, узлами и панелями заклёпочными или болтовыми соединениями, сваркой.

**несжимаемая жидкость** — модель среды, плотность которой остаётся неизменной при изменении давления и является её физической характеристикой. Для **Н. ж.** скорость распространения малых возмущений (*скорость звука*) равна бесконечности, поэтому любое возмущение, вносимое в какую-либо точку потока, мгновенно передаётся всему полю течения. В реальных жидкостях и газах скорость звука имеет конечное значение. В стационарном потоке достаточным условием для применения модели **Н. ж.** является условие малости скорости движения по сравнению со скоростью звука. В нестационарном потоке, кроме этого, необходимо, чтобы время, в течение которого звук, сигнал пройдёт расстояние, равное характерному линейному размеру, было много меньше времени, в течение которого заметно изменяется движение среды. В силу сказанного модель **Н. ж.** свойственна многим прикладным задачам (движение кораблей в воде, полёт самолёта с малыми дозвуковыми скоростями, на режиме взлёта и посадки и т. д.), а её использование значительно упрощает их решение.

Поле течения идеальной **Н. ж.** (см. *Идеальная жидкость*) определяется *неразрывности уравнением* и *Эйлера уравнениями*; *энергии уравнение* выпадает из рассмотрения из-за постоянства удельной внутренней энергии среды. Для вязкой **Н. ж.** обычно предполагается постоянство коэффициента переноса (см. *Переносные свойства среды*); это позволяет сначала проинтегрировать совмещенное уравнение неразрывности и *количества движения уравнение*, а затем для найденных полей скоростей и давлений — уравнение притока теплоты, определяющее поле температуры. Однако для некоторых **Н. ж.** зависимость коэффициента переноса от температуры является очень сильной, поэтому при исследовании их движения эту систему уравнений необходимо решать совместно.

*В. А. Башкин.*

**нестационарное течение**, **неустановившееся течение**, — течение жидкости или газа, в точках поля которого (в данной системе координат) газодинамические переменные изменяются во времени. Степень нестационарности течения характеризуется одним из *подобия критериев* — *Струхала числом* **Sh**. В уравнения динамики жидкости, записанные в безразмерном виде, это число входит как коэффициент при частных производных по времени (значение **Sh** = 0 соответствует стационарному течению).

В случае **Sh** < < 1 зависимость аэродинамических характеристик от времени является параметрической (см. *Квазистационарное течение*). Решение задачи представляется в виде разложений искомых величин в ряды по малому **Sh** около стационарных значений. Такой подход обычно применяется в задачах динамики полёта и в ряде задач аэроупругости (например, *реверс*). При числах **Sh** ~ 1 течение является существенно нестационарным. Изучение его закономерностей важно для ряда прикладных задач, например расчёт обтекания *несущего винта* вертолётa, высокочастотный *флаттер*, *бафтинг*.

**Н. т.** идеальной *несжимаемой жидкости* вследствие бесконечной скорости распространения возмущений мгновенно перестраивается под влиянием изменяющихся граничных условий, поэтому *потенциал скорости* в *безвихревом течении* удовлетворяет уравнений Лапласа, как и в стационарном течении. Нестационарность влияет лишь на поле давления, вычисляемое по известному полю скоростей с помощью интеграла Коши — Лагранжа (см. *Гидродинамика*).

Расчёт нестационарного обтекания сжимаемым газом более сложен, так как уравнение для потенциала скорости нелинейно и содержит производные по времени. В общем случае эта задача решается численными методами. Для многих приложений нестационарной аэродинамики оказываются достаточными решения, получаемые в рамках линеаризованной теории течений. В некоторых случаях необходим совмещенный учёт нестационарности течения и вязкости жидкости, например, при объяснении механизма машущего полета насекомых.

*Лит.:* Майлс Дж. У., Потенциальная теория неустановившихся сверхзвуковых течений, пер. англ., М., 1963; Белоцерковский С. М., Скрипач Б. К., Табачников В. Г., Крыло в нестационарном потоке газа, М., 1971; Седов Л. И., Плоские задачи гидродинамики и аэродинамики, 3 изд., М., 1980.

*В. И. Голубев.*

**Нестеров** Пётр Николаевич (1887—1914) — русский лётчик, один из пионеров высшего пилотажа, штабс-капитан. Окончил Петербургскую офицерскую воздухоплавательную школу (авиационный отдел) со званием военного лётчика (1913). Служил в авиационных отрядах в Киеве (с февраля 1914 начальник 11-го корпусного авиационного отряда). Разработал и внедрил в практику полетов глубокие крены. Впервые выполнил ряд фигур пилотажа, в том числе 27 августа (9 сентября.) 1913 «мёртвую петлю», названную впоследствии петлёй **Н.** Разрабатывал вопросы взаимодействия авиации с наземными войсками и ведения воздушного боя. В 1914 совершил ряд перелётов (Киев — Одесса — Севастополь, Киев — Гатчина и Москва — Гатчина), провёл лётные испытания самолёта с хвостовым оперением собственной конструкции, приступил к постройке моноплана по

своему проекту на московском заводе «Дукс». С начала Первой мировой войны находился в действующей армии, выполнил 7 боевых вылетов. 26 августа (8 сентября) 1914 совершил первый в мире воздушный таран, сбив австрийский самолет; при этом сам погиб. Его именем назван город Львовской области, а также одна из малых планет. В его честь учреждён переходящий кубок Международной авиационной федерации. Портрет см. на стр. 374.

Лит.: Трунов К. И., Гольшев М. И., Нестеров, М., 1971.

### П. Н. Нестеров.

**Нестерова кубок** — переходящий приз, учреждённый Международной авиационной федерацией (ФАИ) в 1960 по предложению Федерации авиационного спорта СССР и названный именем П. И. Нестерова. **Н. к.** вручается на чемпионате мира по высшему пилотажу на поршневых самолётах (проводится один раз в два года) мужской национальной команде, занявшей 1-е место в командном зачёте по программе чемпионата мира. Хранится у победителей до следующего чемпионата. **Н. к.** завоёвывали команды: Венгрии (1960), Чехословакии (1962, 1978), СССР (1964, 1966, 1976, 1982, 1986), ГДР (1968), США (1970, 1972, 1980, 1984, 1988), Франции (1990); в 1974 чемпионат не проводился. **Н. к.** становится собственностью национального аэроклуба, команда которого 3 раза подряд завоюет звание чемпиона мира.

**Нестерова петля**, **мёртвая петля**, **петля**, — *фигура пилотажа*: замкнутая кривая в вертикальной плоскости, расположенная выше точки входа в фигуру (см. рис.). На участках ввода и вывода нормальная *перегрузка* существенно превышает единицу: на участке ввода она равна 4—6 и достигается за 2—4 с. Восходящая часть выполняется на форсажном или максимальном режиме работы двигателя с примерно постоянным углом атаки, нисходящая часть, как правило, на режиме малого газа. Вывод осуществляется при повышенных режимах работы двигателя для поддержания потребной скорости полёта. Сочетание начальной высот и скоростей полёта, при которых выполнение **Н. п.** возможно, ограничено. **Н. п.** является основной фигурой *сложного пилотажа*. Остальные фигуры пилотажа в вертикальной плоскости являются её элементами или содержат их. Названа по имени русского лётчика П. И. Нестерова, впервые в мире выполнившего её 27 августа (9 сентября) 1913. Теоретическое обоснование этой траектории дано Н. Е. Жуковским в 1891.

Лит.: Жуковский Н. Е., О парении птиц, М., 1910.

### Петля Нестерова.

**несущая поверхность** — 1) теоретическая схема, на основе которой моделируется обтекание крыла или несущего винта. В отличие от схемы несущей нити (см. *Крыла теория*) в ней изучается закон изменения аэродинамических сил не только по размаху крыла, но и вдоль его хорд. Наиболее распространённой является схема бесконечно-тонкой **Н. п.**, когда тело заменяют срединной поверхностью, на неё переносятся граничные условия и на ней располагают *вихри присоединенные*. Будучи наиболее простой, эта схема не позволяет правильно моделировать картину распределений давлений и скоростей, например вблизи носовой части крыла или винта. Без существенных усложнений расчётов приближенный учёт толщины **Н. п.** осуществляется развитием данной схемы, когда кроме присоединённых вихрей, на срединной поверхности располагаются *источники и стоки*. При этом задача может решаться как в линейной постановке, когда вносимые телом в поток возмущения считаются малыми и сохраняются только первые степени возмущающих величин, так и в нелинейной; в последнем случае решение представляется в виде асимптотического разложения по малому параметру, связанному с относительной толщиной **Н. п.**, и в уравнениях учитываются главные члены разложений. Самой точной, но и наиболее сложной, является схема телесной **Н. п.**, в которой граничные условия удовлетворяются на самой поверхности крыла или винта.

2) Часть летательного аппарата, предназначенная для создания подъёмной (несущей) или управляющих сил аэродинамической природы. Основными видами **Н. п.** являются различного

типа крылья и несущие винты.

*С. М. Белоцерковский.*

**несущая способность конструкции** — способность конструкции выдерживать нагрузку, обеспечивая нормальное функционирование изделия. **Н. с.** авиационной конструкции определяется нагрузкой, приводящей конструкцию к так называемому предельному состоянию. Такая нагрузка вызывает местное или общее разрушение (см. *Разрушение конструкции*), появление трещин, недопустимых перемещений и деформаций элементов. **Н. с.** рассматривают при статических, динамических и повторных нагрузках, а также для неповреждённой и повреждённой конструкций.

**несущий винт вертолѐта** — *воздушный винт*, предназначенный для создания аэродинамических сил, необходимых для осуществления полѐта, а также для управления вертолѐтом. По характеру обеспечения вращательного движения различают **Н. в.** с механическим приводом и с реактивным приводом.

**Н. в.** состоит из лопастей и *втулки*, устанавливаемой на валу (рис. 1). В зависимости от конструкции *втулки несущего винта*, к которой крепятся лопасти, различают шарнирные и жѐсткие **Н. в.** К основным параметрам **Н. в.** относятся: диаметр, число лопастей, *заполнение несущего винта*, частота вращения винта.

Диаметр **Н. в.** устанавливается из условия обеспечения оптимальной *нагрузки на ометаемую поверхность*. Число лопастей выбирается в зависимости от заполнения и требований прочности лопасти. Применяют **Н. в.** с числом лопастей от 2 до 8. Двухлопастные винты характеризуются повышенным уровнем вибраций и требуют дополнительных средств для его снижения. С увеличением числа лопастей значительно возрастает масса втулки, а из-за увеличения суммарной массы приходится облегчать лопасти, что вызывает трудности в обеспечении необходимой жѐсткости лопастей.

В зависимости от положения **Н. в.** в потоке воздуха различают два основных режима работы: режим осевого обтекания, когда ось втулки винта расположена параллельно набегающему невозмущѐнному потоку, и режим косо́го обтекания, при котором поток воздуха набегае́т на **Н. в.** под углом к оси втулки. В режиме осевого обтекания винт работает на стоянке, при висении, при вертикальном наборе высоты и при вертикальном снижении вертолѐта. У шарнирного **Н. в.** в режиме осевого обтекания каждая лопасть находится в равновесном положении (рис. 2) при действии аэродинамических сил, силы тяжести и центробежной силы, а её продольная ось описывает конус, вершина которого расположена на оси втулки. Плоскость, проходящая через концы лопастей вращающегося винта, называется **плоскостью концов лопастей**. При осевом обтекании она параллельна плоскости вращения, в которой лежат оси горизонтальных шарниров (ГШ). Угол между плоскостью вращения и продольной осью лопасти называется **углом конусности**. В плоскости вращения под действием сил сопротивления вращению лопасть отклоняется в вертикальном шарнире (ВШ) от плоскости, проходящей через ось вращения винта и ось ВШ на угол, который называется **углом отставания лопасти**.

В режиме косо́го обтекания винт работает при горизонтальном полѐте вертолѐта и при полѐте по наклонной траектории. В этих условиях непрерывно изменяется положение лопасти относительно воздушного потока, а следовательно, изменяются скорость обтекания каждого элемента и действующие на него аэродинамические силы, что вызывает маховое движение лопастей. Угол поворота оси лопасти вокруг оси ГШ, измеряемый от плоскости вращения втулки, называется **углом взмаха лопасти**. Повышение устойчивости махового движения лопасти достигается с помощью *регулятора взмаха*.

Изменение сил сопротивления и кориолисовой силы вызывает качание лопасти вокруг оси ВШ в плоскости вращения относительно плоскости, проходящей через ось вращения винта и ось ВШ.

Угол между этой плоскостью и продольной осью лопасти называется **углом качания лопасти**. Уменьшение качания лопастей достигается установкой демпферов на втулке.

Использование **Н. в.** для управления вертолётom основано на изменении создаваемой винтом тяги и её направления. Наиболее распространённый способ управления **Н. в.** — изменение **угла установки** лопастей, то есть угла между аэродинамической хордой характерного сечения лопасти и плоскостью вращения, при их вращении. Это обычно осуществляется с помощью *автомата перекоса*. Крепление лопасти ко втулке включает осевой шарнир (ОШ), который позволяет лопасти поворачиваться относительно продольной оси (**установочное движение лопасти**). Изменение угла установки следует за вертикальным перемещением или наклоном тарелки автомата перекоса по мере поворота лопасти. Управление положением вертолётa в пространстве по вертикали (вертикальное управление) осуществляется с помощью одновременного изменения угла установки всех лопастей **Н. в.** (общего шага), что вызывает изменение тяги винта. Создание продольной или боковой составляющих тяги **Н. в.** (управление по тангажу и крену) достигается циклическим изменением угла установки лопастей (см. *Циклический шаг*).

**Н. в.** определяет скоростные и манёвренные характеристики аппарата. Поскольку основным фактором, ограничивающим скорость вертолётa, является срыв потока с отстающих лопастей, предлагались конструкции **Н. в.** со средствами для затягивания срыва: принудительное качание лопастей (так называемый винт Дершмидта), переменный компенсатор взмаха, управляемая циркуляция воздушного потока, система жёстких соосных винтов. Для оптимизации аэродинамических характеристик **Н. в.** на режимах полёта вперёд и висения разработаны проекты винтов изменяемого диаметра (с телескопическими лопастями и с гибкими лопастями ленточного типа). В проектах комбинированных вертолётov рассматриваются конструкции останавливаемых в полёте **Н. в.** двух типов: преобразуемых в крыло или складываемых в нишу фюзеляжа.

Для уменьшения габаритов вертолётa на стоянке или при базировании в ангарах и на авианесущих кораблях применяются складываемые **Н. в.** Складывание осуществляется вручную или автоматически. С целью снижения уровня вибраций, передаваемых от **Н. в.** на фюзеляж, устанавливаются маятниковые виброгасители на втулке или лопастях. Для защиты от обледенения лопасти **Н. в.** оборудуются *противообледенительными системами*.

В основе теорий **Н. в.** лежит расчёт поля скоростей возмущающего течения, выполняемый обычно в предположении отсутствия вязкости и сжимаемости воздуха с привлечением вихревых или струйных моделей. При этом исследуются либо индивидуальное воздействие на воздух каждой из лопастей (лопастная модель), либо их осреднённое воздействие (дисковая модель). В обоих случаях чаще используется предложенная *Н. Е. Жуковским* вихревая теория винта.

В лопастной вихревой модели лопасти **Н. в.** обычно рассматривают как бесконечно тонкие *несущие поверхности*, а действующие на лопасть аэродинамические силы определяют на основе *Жуковского теоремы* заменой несущей поверхности слоем дискретных *вихрей присоединённых*. Изменение интенсивностей присоединённых вихрей во времени и в пространстве приводит к образованию *вихрей свободных*, движущихся в потоке со скоростями частиц среды. Эти вихри сначала движутся по несущей поверхности, а затем сходят с задней кромки лопасти и образуют *вихревую пелену*, форма которой существенно зависит от скорости набегающего на **Н. в.** потока. Изменения интенсивности присоединённых вихрей по лопасти и во времени подбираются из условия, чтобы индуцируемое всеми образовавшимися к данному моменту вихрями поле скоростей удовлетворяло условиям обтекания лопасти.

Численная реализация процесса построения системы вихрей и определения поля скоростей обычно ведётся аппроксимацией непрерывных слоев вихрей на лопасти и в пелене системой дискретных прямолинейных вихревых отрезков. Часто лопасть изображают всего лишь одним вихрем (схема **несущей линии**). Вихревой нитью обычно описывают и сходящую с концевого участка лопасти часть пелены, которая быстро сворачивается в вихревой жгут (**концевой вихрь**).

В нелинейной теории **Н. в.** для построения системы свободных вихрей прослеживают траектории узловых точек — концов прямолинейных отрезков сетки, аппроксимирующей вихревую пелену, считая, что в течение короткого промежутка времени (шага интегрирования по времени) каждая такая точка движется со скоростью, индуцируемой всеми вихрями, имеющимися к данному моменту в потоке. При этом длины и направления прямолинейных вихревых отрезков сетки изменяются, но интенсивность вихрей сохраняется. В линеаризованной теории **Н. в.** указанные узловые точки смещают с некоторой постоянной скоростью, приближённо аппроксимирующей всё поле возмущающих скоростей. Система свободных вихрей имеет в линейном приближении вид скошенных винтовых поверхностей. На обтекание лопастей существенно влияют концевые вихри, которые, вновь приближаясь к лопастям, вызывают резкие изменения аэродинамических сил. Вязкость и сжимаемость среды обычно учитывают путём обобщения и переноса на элемент лопасти экспериментальных зависимостей, получаемых в испытаниях стационарных и колеблющихся крыльев в аэродинамических трубах.

В линейной дисковой вихревой модели **Н. в.** система свободных вихрей непрерывно заполняет скошенный цилиндр, идущий от диска винта вниз по потоку. В предельном случае осевого потока (например, в режиме висения вертолётa) косо́й вихревой цилиндр обращается в прямой, рассматривавшийся в вихревой теории винта Жуковского. В важном для приложений другом предельном случае, когда диск винта имеет нулевой угол атаки, косо́й вихревой цилиндр вырождается в плоскую вихревую пелену, подобную пелене за крылом круглой формы в плане. Поле скоростей косо́го вихревого цилиндра удалось найти аналитически. В частности, зависимость между средними по окружности заданного радиуса циркуляцией скорости и индуктивной скоростью аналогична получаемой из теории Жуковского. При переходе к средним по диску величинам результаты дисковой вихревой теории совпадают с результатами, получаемыми в теории, использующей схему одномерного струйного течения. При этом обосновывается полученное нестрогим путём Г. Глауэртом соотношение между постоянной по диску индуктивной скоростью  $v$  и тягой винта  $T$ :

{{формула}}

где  $V_{\alpha}$  и  $V_{\tau}$  — нормальная и касательная к плоскости диска составляющие скорости набегающего потока,  $R$  — радиус **Н. в.**,  $\rho$  — плотность воздуха.

Лит.: Пейн П. Р., Динамика и аэродинамика вертолётa, М., 1963; Теория несущего винта, М., 1973; Вильдгрубе Л. С., Вертолётy. Расчет интегральных аэродинамических характеристик и летно-технических данных, М., 1977.

В. Э. Баскин, В. П. Нефёдов.

Рис. 1. Шарнирный несущий винт вертолётa: 1 — ось вертикального шарнира; 2 — осевой шарнир; 3 — палец гребёнки; 4 — лопасть; 5 — гребёнка крепления лопасти; 6 — демпфер; 7 — вал несущего винта; 8 — ось горизонтального шарнира; 9 — втулка винта.

Рис. 2. Схемы основных сил и углов лопасти шарнирного несущего винта в равновесном положении: 1 — ось вращения винта; 2 — продольная ось лопасти; 3 — плоскость вращения; 4 — вал несущего винта; 5 — втулка винта; 6 — направление вращения винта; 7 — лопасть.  $N_L$  — центробежная сила лопасти;  $G_L$  — вес лопасти;  $Y_L$  — подъёмная сила лопасти;  $Q_L$  — аэродинамическое сопротивление лопасти;  $\alpha_0$  — угол конусности (средний угол взмаха);  $\xi_0$  — угол отставания (средний угол качания) лопасти.

**неустановившееся течение** — то же, что *нестационарное течение*.

**неустойчивость гидродинамическая** — физическое явление, заключающееся в разрушении течения со временем под воздействием случайных малых возмущений. Математически **Н. г.** исследуется теми же методами, что и *устойчивость гидродинамическая*. С явлением **Н. г.** приходится

встречаться во многих движениях как идеальной, так и вязкой жидкости.

В идеальной жидкости **Н. г.** проявляется, например, в течениях с образованием свободных поверхностей (см. *Тангенциальные разрывы*), которые разделяют потоки жидкостей с разными значениями плотности и скорости и которые образуются в струйных течениях, при обтекании тел с застойной зоной конечной или полубесконечной протяженности (*Гельмгольца — Кирхгофа теория обтекания*). Из-за **Н. г.** свободные поверхности быстро разрушаются и распадаются на ряд вихрей разных размеров. Эта особенность поведения свободных поверхностей была известна уже *Г. Гельмгольцу*, который заметил, что границы струй, вытекающих из труб, закручиваются в виде периодических спиралей. Практический интерес имеет случай горизонтальной границы в вертикальном поле силы тяжести. Английский физик У. Томсон (Кельвин) в 1894 показал, что в этих условиях гармоническое возмущение граничной поверхности со временем возрастает по экспоненциальному закону, и на основании этих результатов рассчитал минимальную скорость ветра, вызывающего рябь поверхности спокойной воды. С **Н. г.** связаны также колебания флагов при ветре, разрушение кольцевого вихря, образующегося при истечении струи жидкости из круглого отверстия («кольца» курильщика) и др.

В вязкой жидкости характерным примером **Н. г.** служит *переход ламинарного течения в турбулентное*, имеющий место при достижении некоторого значения *Рейнольдса числа*.

*В. А. Башкин.*

**Нефедов** Владимир Андреевич (1926—1958) — советский лётчик-испытатель, Герой Советского Союза (1957). Окончил среднюю специальную школу ВВС в Москве (1944), Чугуевское высшее авиационное училище лётчиков (1948) и работал в ней инструктором (до 1951). После окончания Школы лётчиков-испытателей работал в ОКБ А. И. Микояна. Проводил летные испытания опытных сверхзвуковых истребителей, в том числе МиГ-19, СМ-50 с комбинированной силовой установкой, Е-5 с треугольным крылом (прототип самолёта МиГ-21). Погиб при испытании опытного истребителя. Награждён орденом Ленина, медалями.

**В. А. Нефедов.**

**низкоплан** — см. в статье *Моноплан*.

**Никашин** Алексей Иванович (1906—1943) — советский лётчик-испытатель, подполковник. Окончил Ленинградскую военно-теоретическую школу лётчиков (1925), Качинскую школу военных лётчиков (1926), Серпуховскую высшую авиационную школу стрельбы, бомбометания и воздушного боя (1927), Военно-воздушную академию РККА имени профессора Н. Е. Жуковского (1935; ныне Военно-воздушная инженерная академия имени профессора Н. Е. Жуковского). С 1935 на испытательной работе в НИИ ВВС. Проводил испытания опытных самолётов конструкции И. И. Поликарпова, А. И. Туполева, С. А. Лавочкина, В. П. Горбунова, М. И. Гудкова и др. Участвовал в испытании «звена» В. С. Вахмистрова. Провёл заводские и государственные испытания истребителей ЛаГГ-1, ЛаГГ-3, Ла-5. Погиб при испытании истребителя. Награждён орденом Красного Знамени, 2 орденами Красной Звезды, медалями.

**А. И. Никашин.**

**никелевые сплавы** — см. в статье *Жаропрочные сплавы*.

**Никифоров** Григорий Александрович (р. 1918) — советский лётчик, Герой Социалистического Труда (1971), заслуженный пилот СССР (1969). После окончания Тамбовского училища (1940) на лётной работе в гражданской авиации. До 1942 работал пилотом-инструктором в учебной авиаэскадрилье в Минске. Участник Великой Отечественной войны. Совершил 187 боевых вылетов, в том числе 17 в глубокий тыл противника. После войны работал лётчиком в различных управлениях гражданской авиации, с 1953 — лётчик-испытатель в ГосНИИГА. В 1964 окончил Школу лётчиков-испытателей. Освоил 16 типов самолётов, провёл в воздухе более 15 тысяч ч.

Одним из первых в гражданской авиации освоил самолёт Ту-104 и провёл на нём серию лётных испытаний и исследований. Был ведущим лётчиком-испытателем при государственных лётных испытаниях самолёта Ту-154. Награждён 2 орденами Ленина, орденами Отечественной войны 1-й и 2-й степени, Трудового Красного Знамени, Красной Звезды, медалями.

### Г. А. Никифоров.

**Никольский** Александр Александрович (1919—1976) — советский учёный в области гидрогазодинамики, доктор физико-математических наук (1949), профессор (1965). По окончании МГУ (1941) работал в Центральном аэрогидродинамическом институте (до 1960), в Институте механики АН СССР (1949—1965, с 1955 зам. директора, с 1960 директор), в Вычислительном центре АН СССР (1965—1967) и снова в Центральном аэрогидродинамическом институте (1967—1976). В 1960—1965 главный редактор «Инженерного журнала» АН СССР, в 1964—1976 преподавал в Московском физико-техническом институте. Возглавлял ряд направлений исследований в аэродинамике до-, транс-, сверх- и гиперзвуковых скоростей и аэродинамике разреженного газа. Разработал теорию расчёта и построения основных элементов транс- и сверхзвуковых аэродинамических труб. Получил важные результаты для расчета подъёмной силы стреловидных и треугольных крыльев. Премия имени Н. Е. Жуковского (1949). Государственная премия СССР (1951). Награжден орденом Трудового Красного Знамени.

### А. А. Никольский.

**НК** — марка авиационных двигателей, созданных под руководством Н. Д. Кузнецова (см. *Куйбышевское научно-производственное объединение «Труд»*). Основные данные некоторых двигателей приведены в таблице.

В 1946—1947 в ОКБ разрабатывались турбореактивные двигатели тягой 10—30 кН, в 1947—1950 велись работы над созданием турбовинтового двигателя типа ТВ-2 эквивалентной мощностью 3680 кВт. Одновальный ТВ-2 имел 14-ступенчатый осевой компрессор, приводимый во вращение 3-ступенчатой турбиной, кольцевую камеру сгорания, редуктор планетарно-дифференциального типа с приводом на соосные винты противоположного вращения. При его создании решались вопросы отработки внутреннего процесса турбовинтового двигателя, изыскания путей повышения эффективности лопаточных машин, отработки процессов сгорания с высоким кпд, исследовался запуск турбовинтового двигателя. Были проведены теоретические и экспериментальные исследования системы регулирования (система «винт — газ»), процесса реверсирования тяги путём поворота лопастей винта во втулке, разработаны методы расчёта и технология изготовления высоконагруженных высокооборотных шестерён и подшипников редуктора. Модификация этого двигателя ТВ-022 в октябре 1950 прошла государственные стендовые испытания. На базе модификации ТВ-2Ф была разработана и испытана спаренная силовая установка с общим редуктором 2ТВ-2Ф мощностью 9200 кВт.

Работы, выполненные при создании ТВ-2 и его модификаций, позволили в начале 50-х гг. приступить к созданию турбовинтового двигателя НК-12 (рис. 1). Двигатель НК-12, имевший 14-ступенчатый осевой компрессор и 5-ступенчатую турбину, отличался высокими для того времени значениями степени повышения давления в компрессоре, температуры газа перед турбиной и кпд основных узлов. Последнее было достигнуто благодаря теоретическим и экспериментальным работам по уменьшению вторичных потерь в лопаточных машинах, конструктивной и технологической отработке уплотняющих вставок, позволивших уменьшить радиальные зазоры в многоступенчатой турбине. Высокие значения температуры газа перед турбиной потребовали освоения новых, более жаропрочных материалов. Для изготовления литых монолитных и пустотелых охлаждаемых лопаток оригинальной конструкции был применён высокожаропрочный литейный сплав. При работе над НК-12 создан надёжный редуктор для передачи больших мощностей, решены вопросы устойчивого регулирования турбовинтового двигателя с соосными винтами противоположного вращения и разработана система защиты и автоматического останова с вводом лопастей винтов во флюгерное положение при отказах. Параметры рабочего процесса,

высокие значения КПД узлов, применение планетарного дифференциального редуктора позволили создать двигатель, отличающийся высокой экономичностью и большой мощностью в одном агрегате. В 1956 мощность НК-12 была увеличена до 11 тысяч кВт. НК-12 и его модификации применялись на бомбардировщике Ту-95, пассажирском самолёте Ту-114, тяжёлом транспортном самолёте АН-22 «Антей» и на других самолётах.

Во второй половине 50-х гг. создан турбовинтовой двигатель НК-4 мощностью 2950 кВт, отличавшийся высокой экономичностью и малым удельным весом. НК-4 были использованы для лётной отработки самолётов Ил-18 и АН-10. Двигатель имел 6-ступенчатый осевой компрессор (лопаточная часть первых четырёх ступеней со сверхзвуком, профилировкой), 3-ступенчатую турбину, кольцевую камеру сгорания и однорядный планетарный редуктор.

В тот же период ОКБ приступило к созданию турбореактивных двухконтурных двигателей. В 1961 была начата работа над турбореактивным двухконтурным двигателем НК-8 тягой 93 кН для пассажирского самолёта Ил-62. На базе НК-8 разработаны модификации двигателя с тягой 103 кН: НК-8-2 (-2У) (рис. 2) для самолёта Ту-154 и НК-8-4 для самолёта Ил-62.

При создании двигателей НК-8, НК-8-2 (-2У), НК-8-4 был реализован ряд технических решений, обеспечивших двигателям семейства НК-8 высокую экономичность при выбранных параметрах цикла (благодаря тщательной отработке гидравлических качеств узлов двигателей), малый удельный вес (благодаря умеренной степени повышения давления в компрессоре, простоте конструкции двигателя с малым числом опор, широкому применению титановых сплавов), высокую надёжность (благодаря умеренной температуре газа перед турбиной, применению камеры сгорания оригинальной конструкции, обеспечивающей высокую равномерность температурного поля перед турбиной, демпфированию роторов двигателя на всех трёх опорах, демпфированию трубопроводов, широкому применению новых высокоэффективных методов упрочнения деталей), высокие эксплуатационные качества (низкий уровень шума на взлёте, отсутствие дымления на выпуске, надёжный запуск на рабочем топливе до высоты полёта 10 км, лёгкий доступ ко всем агрегатам двигателя при обслуживании в эксплуатации). Было создано высокоэффективное и надёжное реверсивное устройство, позволившее значительно сократить пробег самолёта при посадке и обеспечить эффективное торможение в случае прерванного взлёта. В отечественной авиации реверсивное устройство было впервые установлено на двигателях семейства НК-8.

ОКБ был разработан и внедрён в эксплуатацию турбореактивный двухконтурный двигатель с форсажной камерой НК-144 тягой 196 кН для сверхзвукового пассажирского самолёта Ту-144. Двигатель НК-144 двухконтурный, двухкаскадный, с осевым 12-ступенчатым компрессором, кольцевой многофорсуночной камерой сгорания, 3-ступенчатой турбиной, форсажной камерой, кольцевой форкамерой наружного контура, кольцевыми стабилизаторами внутреннего контура, двумя системами запуска и регулируемым реактивным соплом. Первые три ступени компрессора вентиляторные.

Высокая надёжность двигателей семейства НК-8, заложенная при проектировании и отработанная при доводке, позволила на практике перейти к принципу установления ресурса в эксплуатации «по состоянию». За сравнительно короткий срок ресурс двигателей до первого ремонта был увеличен до 8—9 тысяч ч (при назначенном ресурсе 18 тысяч ч). При этом широкое развитие получили методы диагностики состояния двигателей в процессе их эксплуатации.

Лучшие качества двигателей этого семейства были реализованы и получили дальнейшее развитие при создании турбореактивного двухконтурного двигателя НК-86 (рис. 3), установленного на первом отечественном широкофюзеляжном самолёте-аэробусе Ил-86. При этом особое внимание было уделено ресурсу и высокой надёжности в эксплуатации. Этому способствует применение на двигателе многочисленных систем автоматического контроля и защиты, а также системы ранней диагностики и предупреждения неисправностей. Дальнейшее развитие получила конструкция многофорсуночной камеры сгорания, обеспечивающая равномерное поле температур перед турбиной и бездымный выпуск двигателя, не загрязняющий окружающую среду. В НК-86

реализованы конструктивные решения, позволившие существенно снизить уровень шума на всех этапах полёта.

В ОКБ созданы турбореактивные двухконтурные двигатели НК-88, работающий на жидководородном топливе, и турбореактивный двухконтурный двигатель НК-89, работающий на сжиженном природном газе. Первый полёт самолёта Ту-155 с НК-88 совершён в 1988, с НК-89 — в 1989.

ОКБ выдвинул и реализован на практике принцип конвертирования двигателей, отработавших свой ресурс в авиации. Двигатели применяются в качестве силового привода в неавиационных отраслях народного хозяйства, в частности для транспортировки газа. При этом переделываются система подачи топлива (которым является транспортируемый природный газ) в камеру сгорания двигателя, сама камера, система регулирования и защиты двигателя, добавляется свободная силовая турбина для привода нагнетателя газа.

Созданы приводы авиационного типа НК-12СТ мощностью 6300 кВт и НК-16СТ мощностью 16000 кВт (разработан на базе двигателя НК-8-2У). Приводы авиационного типа обладают рядом преимуществ по сравнению со стационарными двигателями, в частности малым весом и небольшими габаритами, что позволяет легко транспортировать их в удалённые районы страны, где располагаются компрессорные станции, например, на магистральных газопроводах.

*А. А. Овчаров, В. И. Денисов.*

Таблица — Двигатели Куйбышевского НПО «Труд».

Основные данные	Турбовинтовые двигатели		Турбореактивные двухконтурные двигатели			
	ТВ-022	НК-12	НК-8	НК-8-4	НК-8-2У	НК-86
Начало серийного производства, год	-	1955	1964	1968	1972	1980
Тяга, кН	-	-	93	103	103	127
Мощность, кВт	3680	9200	-	-	-	-
Удельный расход топлива: на взлётном режиме,						
кг/(Н·ч)	-	-	0,0632	0,0601	0,0591	0,054
г/(кВт·ч)	407	305	-	-	-	-
на крейсерском режиме,						

кг/(Н·ч)	-	-	0,0846*	0,0795*	0,0774*	0,0754
г/(кВт·ч)	455**	224**	-	-	-	-
Масса, кг	1650	2900	2500***	2440***	2350***	2450***
Диаметр, м	1,05	1,2	1,442	1,442	1,442	1,6
Длина, м	4,17	4,785	4,766	5,101	5,288	3,638*** *
Расход воздуха, кг/с	-	-	214,5	222	228	292
Степень двухконтурности	-	-	0,984	1,042	1,049	1,15
Степень повышения давления	5	9,5	10	10,8	10,8	13,4
Температура газа перед турбиной	1050	1250	1140	1190	1190	1260
Применение (летательные аппараты)	-	Ту-95, Ту-114, Ан-22	Ил-62	Ил-62	Ту-154	Ил-86

\* Высота полета  $H = 11000$  м, Маха число полёта  $M = 0,8$ . \*\*  $H = 11000$  м,  $M = 0,68$ . \*\*\* Масса с реверсивным устройством. \*\*\*\* Длина без реверсивного устройства и сопла.

Рис. 1. Турбовинтовой двигатель НК-12.

Рис. 2. Турбореактивный двухконтурный двигатель НК-8-2.

Рис. 3. Турбореактивный двухконтурный двигатель НК-86.

**Нобиле** (Mobile) Умберто (1885—1978) — итальянский конструктор дирижаблей, участник и руководитель ряда длительных полётов на дирижаблях и экспедиций в Арктику, генерал. Окончил университет в Неаполе (1908), училище по строительству воздухоплавательных аппаратов в Риме (1911). В 1914—1928 работал на Римском заводе воздухоплавательных конструкций (в 1917—1928 директор). В 1916 вместе с Р. Вердуцио разработал морской дирижабль-разведчик объёмом 2600 м<sup>3</sup>, дирижабль-бомбардировщик объёмом 17 тысяч м<sup>3</sup> и морской дирижабль объёмом 3000 м<sup>3</sup> для борьбы с подводными лодками. Одновременно преподавал в школе гражданской авиации. **Н.** внёс ряд коренных улучшений в конструкцию полужестких дирижаблей. Совместно с инженером У. Пеше в 1918 создал дирижабль-наблюдатель объёмом 3600 м<sup>3</sup>. В 1921—1923 разработал полужесткий дирижабль N-1 объёмом около 19 тысяч м<sup>3</sup>, имевший хорошо обтекаемую форму

корпуса, усиленного носовым и кормовым развитием, а снизу трёхгранной килевой фермой из стальных труб.

С 1915 **Н.** летал на дирижаблях вначале как инженер-испытатель, а с 1924 как пилот и командир. В конце 1925 дирижабль N-1 был продан Италией Норвежскому аэроклубу для совершения арктического полета через Северный полюс. Полёт N-1 (получившего название «Норвегия») к Северному полюсу и далее на Аляску начался 11 мая 1926 из Кинс-Бея (Кунгсфьорд; Шпицберген) с экипажем 16 человек во главе с руководителем экспедиции *Р. Амундсеном* и командиром корабля **Н.** 12 мая дирижабль пролетел над Северным полюсом, а 11 мая приземлился в селении Теллер на Аляске, где был разобран. За время перелета пройдено 5300 км за 71 ч (средняя скорость 75 км/ч). В 1927 **Н.** построил дирижабль «Италия» аналогичный дирижаблю N-1, с облегченной конструкцией оболочки и гондолы. В 1928 организовал итальянскую полярную экспедицию на дирижабле «Италия» в составе 16 человек. 24 мая дирижабль достиг полюса, на обратном пути дирижабль потерпел катастрофу близ Шпицбергена. Из восьми оставшихся в живых членов экспедиции 7 были спасены советской экспедицией на ледоколе «Красин», а **Н.** — шведским летчиком Лундборгом. В 1932—1936 **Н.** работал в СССР. Руководил разработкой и постройкой дирижабля В-5 объёмом 2158 м<sup>3</sup>, В-6 объёмом 19 тысяч м<sup>3</sup>, ДП-5 объёмом 50 тысяч м<sup>3</sup>. Одновременно **Н.** обучал пилотированию студентов дирижаблестроительного института. В конце 1936 **Н.** вернулся в Италию, занимался литературой и политической деятельностью, в университете Неаполя читал лекции по воздухоплаванию. Работал в США (1939—1942) и Испании (1942—1945).

*Соч.* в рус. пер.: Красная палатка. Воспоминание о снеге и огне, М., 1975; Крылья над полюсом, М., 1984.

*Лит.:* [Бегоунек Ф.](#), Трагедия в Ледовитом океане, М., 1962; [Самойлович Р. Л.](#), На спасение экспедиции Нобиле. Поход «Красина» летом 1928 г., Л., 1967.

#### [У. Нобиле.](#)

**Новиков** Александр Александрович (1900—1976) — советский военачальник, Главный маршал авиации (1944), профессор (1958), дважды Герой Советского Союза (дважды 1945). В Советской Армии с 1919. Окончил курсы «Выстрел» (1922), Военную академию имени М. В. Фрунзе (1930). Участник Гражданской, советско-финляндской и Великой Отечественной войн. Командующий ВВС ряда фронтов (1941—1942), командующий ВВС Советской Армии (1942—1946), командующий дальней авиацией (1953—1956), одновременно заместитель главнокомандующего ВВС (1954—55). Депутат ВС СССР в 1946—1950. Награждён 3 орденами Ленина, 3 орденами Красного Знамени, 3 орденами Суворова 1-й степени, орденами Кутузова 1-й степени, Трудового Красного Знамени, 2 орденами Красной Звезды, медалями, а также иностранными орденами. Бронзовый бюст в Костроме.

*Соч.:* В небе Ленинграда, М., 1970.

*Лит.:* [Скорбилин Ю. И.](#), Главный маршал авиации А. А. Новиков, Балашов, 1979; [Хоробрых А. М.](#), Главный маршал авиации А. А. Новиков, М., 1989.

#### [А. А. Новиков.](#)

**Новожилов** Генрих Васильевич (р. 1925) — советский авиаконструктор, академик АН СССР (1984), дважды Герой Социалистического Труда (1971, 1981). После окончания Московского авиационного института (1949) — в ОКБ *С. В. Ильюшина*, где последовательно прошёл путь от инженера-конструктора до заместителя главного конструктора (с 1958), главного конструктора и первого заместителя генерального конструктора (с 1964). С 1970 — генеральный конструктор. Под руководством **Н.** созданы транспортный самолет Ил-76Т, первые советские широкофюзеляжные пассажирские самолёты Ил-86 и Ил-96-300, а также самолёт Ил-114 для местных воздушных линий. Под его руководством проведены исследования в области аэродинамического, весового,

схемно-компоновочного и конструктивно-силового проектирования, теории надёжности, повышения ресурса самолёта и т. д. Депутат ВС СССР в 1974—1989. Народный депутат СССР с 1989. Ленинская премия (1970). Награждён 3 орденами Ленина, орденами Октябрьской Революции, Трудового Красного Знамени, «Знак почёта», медалями. См. статью *Ил.*

**Г. В. Новожилов.**

**новосибирское авиационное производственное объединение** — берёт начало от авиационного завода №153, который был заложен в Новосибирске в 1931 и вступил в строй в 1936. В предвоенные годы завод выпускал истребители И-14, И-16, *ЛаГГ-3*. В годы Великой Отечественной войны завод поставил фронту свыше 15 тысяч истребителей Як-7 и Як-9. После войны было освоено производство реактивных самолётов. Строились истребители МиГ-15, МиГ-17, МиГ-19, Су-9, Су-11, Су-15. Фронтовые бомбардировщики Су-24 и их модификации. Предприятие награждено орденами Ленина (1945), Октябрьской Революции (1981), Трудового Красного Знамени (1971). В 1989 на основе завода, носящего имя В. П. Чкалова, образовано производственное объединение.

**«Норд Авиасьон»** (Nord-Aviation Societe Nationale de Constructions Aeronautiques) — самолётостроительная фирма Франции. Основана в 1936 в результате национализации ряда авиационных фирм. В 1958 после поглощения нескольких мелких авиационных предприятий получила указанное название. В 1970 вошла в состав фирмы «*Аэроспасьаль*». В конце 30-х гг. серийно выпускала истребители и разведчики Потез 63. В 50-х гг. разработала несколько экспериментальных самолётов, в том числе сверхзвуковой самолёт «Грифон» II (первый полёт в 1957) с комбинированной силовой установкой (турбореактивный двигатель и прямоточный воздушно-реактивный двигатель). Серийно выпускала пассажирский самолёт Норд 262 (1962). В составе консорциума «Трансаль» (Transall) совместно с фирмой «*Ферайнигте флюгтехнише верке*» разработала военно-транспортный самолёт С-160 (1963). В 1967 построила экспериментальный самолёт вертикального взлёта и посадки «модель 500» с двумя поворотными воздушными винтами в кольцевых каналах.

**нормальная схема самолёта, классическая схема**, — отличается наличием хвостового (расположенного позади крыла) вертикального и горизонтального *оперения* (см. статью *Аэродинамическая схема*).

**«Нормандия — Неман»** — название первого отдельного истребительного авиационного полка «Сражающаяся Франция», принимавшего участие в боевых действиях против фашистской Германии на советско-германском фронте в 1943—1945. В конце 1942 из французских добровольцев-авиаторов, прибывших в СССР по соглашению с национальным комитетом «Свободная Франция» (позднее «Сражающаяся Франция»), была сформирована авиационная эскадрилья «Нормандия» под командованием майора Ж. Л. Тюляна. На вооружении эскадрильи находились советские истребители Як-1, позднее Як-9 и Як-3.

Эскадрилья начала боевые действия 5 апреля 1943 в составе 303-й истребительной авиационной дивизии 1-й воздушной армии Западного фронта. В начале июля 1943 эскадрилья была переформирована в истребительный авиационный полк «Нормандия». Технический состав полка был полностью укомплектован советскими специалистами. Полк принимал участие в Курской битве в 1943 (на орловском направлении). После гибели майора Тюляна (в середине 1943) командиром полка стал майор П. Пуйяд. Летом 1944 полк участвовал в Белорусской операции. За успешные боевые действия при форсировании советскими войсками р. Неман ему 28 ноября 1944 было присвоено почётное наименование «Неманского» и полк стал называться «**Н. — Н.**». В октябре 1944 в командование полком вступил майор Л. Дельфино. В 1945 полк «**Н. — Н.**» принимал участие в боевых действиях по разгрому немецко-фашистских войск в Восточной Пруссии. За время боевых действий на советско-германском фронте лётчики полка совершили свыше 5 тысяч боевых вылетов, провели 869 воздушных боёв, сбили 273 и повредили 80 немецких самолётов. 83 французских лётчика награждены советскими боевыми орденами, а четверым из

них — М. Альберу, Р. де ла Пуапю, Ж. Андре и М. Лефевру — присвоены звания Героя Советского Союза. В июне 1945 полк «Н. — Н.» покинул Советский Союз и вылетел на родину на 41 боевом самолёте Як-3, которые были переданы Советским правительством в дар Франции. В ВВС Франции продолжает существовать авиационная часть, которая носит название «Н. — Н.». Полк награждён орденами Красного Знамени (1945), Александра Невского (1945). Французское правительство наградило полк орденом Почётного легиона, Боевым крестом с пальмой, Крестом освобождения и Военной медалью. В память погибших лётчиков на здании бывшей французской военной миссии в Москве установлена мемориальная доска (1956) с именами 42 лётчиков полка «Н. — Н.», погибших в боях на советско-германском фронте.

*Б. С. Левин.*

### Памятная медаль полка «Нормандия — Неман».

**нормы лётной годности** (НЛГ) — свод государственных требований к лётной годности (ЛГ) гражданских летательных аппаратов, направленных на обеспечение *безопасности полётов*. Учитывая, что безопасность полёта обеспечивается авиационной транспортной системой (АТС), составной частью которой является летательный аппарат, соответствие типа летательного аппарата Нормам свидетельствует о том, что его конструкция и характеристики удовлетворяют предъявляемым требованиям к безопасности полёта. Следовательно, лётная годность летательного аппарата определяется его способностью совершать безопасный полёт во всём диапазоне установленных для него ожидаемых условий эксплуатации (при условии, что остальные компоненты АТС функционируют нормально). В России выполнение требований НЛГ обязательно при проектировании, производстве, испытаниях, *сертификации*, допуске к эксплуатации, ремонте, экспорте и импорте гражданской авиатехники, а также при разработке государственных и отраслевых стандартов, технических требований и заданий. Контроль за выполнением НЛГ осуществляется авиационными регистрами. Отступления от отдельных требований НЛГ допускаются, если их невыполнение компенсируется другими мерами, обеспечивающими эквивалентный уровень безопасности.

Существуют международные стандарты лётной годности и национальные НЛГ. Международные стандарты и рекомендации ЛГ разработаны Международной организацией гражданской авиации и впервые опубликованы в 1949 в качестве Приложения 8 к *Чикагской конвенции 1944*. Приложение 8 включает стандарты ЛГ широкого плана и служит международной (обязательной) основой для разработки национальных НЛГ, которые обязано иметь каждое государство — член Международной организации гражданской авиации. Для содействия государствам в применении Приложения 8 и разработке национальных норм Международной организации гражданской авиации издало руководящий материал — Техническое руководство по ЛГ (ТРЛГ, 1974). ТРЛГ содержит подробные требования к ЛГ, которые Международная организация гражданской авиации рекомендует использовать при разработке национальных НЛГ.

Страны — члены Международной организации гражданской авиации имеют свои национальные НЛГ или распространяют на свою гражданскую авиатехнику действие НЛГ одной из передовых авиационных держав. Наибольшим авторитетом среди зарубежных НЛГ пользуются нормы США — Federal Aviation Regular (FAR) и Великобритании — British Civil Airworthiness Requirements (BCAR), разработка и постоянное совершенствование которых ведётся с 30-х гг. Начиная с 70-х гг. осуществляется разработка западноевропейских НЛГ, в создании которых участвуют страны Общего рынка. Первое издание этих норм — Joint Airworthiness Requirements (JAR) выпущено в 1974. За основу их приняты нормы США. В отдельных разделах используются нормы Великобритании.

В СССР НЛГ гражданских самолётов (НЛГС) впервые изданы в 1967. НЛГС в основном соответствовали требованиям Международной организации гражданской авиации и учитывали FAR и BCAR. В 1971 были изданы изменения к НЛГС и НЛГ вертолётов СССР (НЛГВ). Но широкого распространения эти НЛГС и НЛГВ не получили ввиду отсутствия в то время в СССР

системы совершенствования НЛГ и сертификации. В 1971 под руководством Министерства авиационной промышленности СССР была создана Межведомственная комиссия по НЛГ гражданских летательных аппаратов СССР (МВК НЛГ СССР), которой поручили осуществлять руководство и координацию работ по постоянному совершенствованию отечественных НЛГ с учётом достижений авиационной науки и техники, опыта эксплуатации летательных аппаратов и зарубежного опыта.

В 1972 был выпущен ряд существенных изменений к НЛГС (НЛГС-1), учитывающих новые требования Международной организации гражданской авиации. В 1974 были введены в действие нормы — НЛГС-2, которые полностью соответствовали требованиям Международной организации гражданской авиации и устанавливали уровень ЛГ, аналогичный уровню НЛГ США и Великобритании тех лет. В 1975 на основе НЛГС-2 с учётом специфики сверхзвуковых летательных аппаратов были разработаны и введены в действие Временные нормы лётной годности сверхзвуковых гражданских самолётов СССР (ВНЛГСС). На основе накопленного опыта применения НЛГС-2 разработаны и введены в действие нормы лётной годности для гражданских транспортных самолётов НЛГС-3 (1984) и нормы для вертолётов НЛГВ-2 (1987). НЛГС-3 соответствуют требованиям Международной организации гражданской авиации и устанавливают уровень ЛГ, аналогичный уровню ЛГ, предусмотренному FAR и JAR.

Для унифицированного подхода к оценке соответствия летательного аппарата требованиям НЛГ разработаны Методы определения соответствия применительно к НЛГС-2 и НЛГС-3, включающие комплекс методов расчётов, моделирования, стендовых и лётных испытаний, на основе которых производится оценка соответствия характеристик летательного аппарата, его двигателей и оборудования требованиям НЛГ.

В отечественных НЛГС-3 предусматривается сочетание количественных и качественных требований к характеристикам и конструкции летательного аппарата, его двигателей, оборудования, а также к методам пилотирования, относящихся к безопасности полёта, и требований, устанавливающих допустимые вероятности возникновения в полёте *особых ситуаций* различной степени опасности из-за отказов функциональных систем. Выполнение требований ЛГ должно быть подтверждено во всём диапазоне ожидаемых условий эксплуатации. Такая система требований позволяет определить пределы эксплуатационной области полёта, в которой должен обеспечиваться установленный нормами уровень ЛГ, и защитить летательный аппарат от выхода на критические (опасные) режимы и условия полёта. НЛГС-3 состоят из глав, построенных по тематическому признаку, и Приложения П8 (Технические требования к оборудованию летательных аппаратов), которое издано отдельной книгой.

Структура и характер требований НЛГ позволяют конкретно учитывать их с начала проектирования, производить на каждом этапе создания летательного аппарата объективную оценку соответствия нормам. Это даёт возможность повысить безопасность полётов, существенно сократить и в ряде случаев исключить сложные доводочные работы, необходимость которых ранее обнаруживалась в основном в процессе лётных испытаний.

Глава 1 устанавливает назначение и применимость, а также общие принципы сертификации гражданских летательных аппаратов. Она определяет статус и место НЛГ в создании авиационной техники: «НЛГС-3 обязательны для выполнения советскими министерствами, ведомствами, предприятиями, организациями и учреждениями при проектировании, производстве, испытаниях, сертификации, эксплуатации и ремонте летательных аппаратов, их двигателей и оборудования, а также при разработке государственных и отраслевых стандартов, технических требований и технических заданий по гражданской авиатехнике».

Глава 2 включает допустимые значения вероятностных показателей возникновения в полёте особых ситуаций из-за отказов функциональных систем летательных аппаратов. Основной принцип этой группы требований — обеспечение обратной зависимости между вероятностью возникновения особых ситуаций из-за отказов (или их сочетаний) и степенью их опасности.

Возникновение катастрофической ситуации при действиях экипажа и наземного персонала в соответствии с инструкциями и руководствами должно быть событием практически невероятным. Применение вероятностного подхода при нормировании ЛГ позволяет проводить оценку безопасности полёта при применении на самолёте принципиально новых систем и конструктивных решений, расширения области условий эксплуатации исходя из заданного уровня ЛГ.

Требования к лётным характеристикам, устойчивости и управляемости (глава 3) включают комплекс показателей, определяющих допустимые динамические свойства летательных аппаратов на каждом из этапов полёта. В основу нормирования указанных характеристик положен принцип, предусматривающий детальное исследование критических режимов полёта [сваливание летательных аппаратов на больших углах атаки, минимальной скорости при несимметричной силе тяги, поведение летательных аппаратов на максимальных (предельных) скоростях и перегрузках (по прочности самолёта) и др.], по результатам которого устанавливаются предельные ограничения летательных аппаратов. Выход летательных аппаратов за них запрещается, так как возможна аварийная или катастрофическая ситуация. Применяя систему коэффициентов, учитывающих разброс параметров пилотирования и характеристик летательных аппаратов в эксплуатации и определяющих допустимые запасы от предельных ограничений параметров полёта, устанавливают эксплуатационные ограничения, преднамеренный выход летательных аппаратов за которые запрещается, так как возможна сложная ситуация. В пределах эксплуатационных ограничений устанавливается допустимая область полёта пассажирских летательных аппаратов в эксплуатации. На этой основе сформировано принципиальное требование — летательный аппарат на всех этапах полёта не должен обладать такими особенностями, которые способствовали бы произвольному опасному выходу его за пределы установленных для эксплуатации ограничений.

Нормы прочности летательных аппаратов (глава 4) содержат требования к статической и усталостной прочности конструкции и безопасности от явлений аэроупругости, устанавливают максимально допустимые в эксплуатации условия нагружения, обуславливающие наиболее неблагоприятные в отношении прочности воздействия нагрузок на летательные аппараты или его отдельные части. Эти условия нагружения охватывают все режимы полёта и движение по земле. Разработаны случаи нагружения при воздействии атмосферной турбулентности. Приведены расчётные условия динамического нагружения конструкции при полёте в беспокойном воздухе и при посадке. Предусматриваются принципы «безопасного ресурса» (длительный срок эксплуатации до образования усталостных повреждений) и «безопасного повреждения» (сохранение требуемой прочности при допустимых повреждениях конструкции).

Требования к конструкции летательных аппаратов (глава 5) распространяются на систему управления, шасси, гидравлическую и пневматическую системы, пассажирскую кабину и багажно-грузовые помещения, системы жизнеобеспечения, аварийно-спасательные средства, системы защиты летательного аппарата от удара молний и обледенения, систему регистрации полётной информации и т. п. Требования к системам штурвального управления, управления механизацией крыла направлены на обеспечение заданных характеристик управляемости, устойчивости и манёвренности летательного аппарата, защиты его от выхода за эксплуатационные ограничения, а также на обеспечение практической безотказности путём резервирования, применения системы контроля. Для обеспечения безопасности полёта на больших высотах и создания комфортных условий для пассажиров и экипажа предусмотрены требования к системам кондиционирования воздуха и регулирования давления в герметичных кабинах, а также к аварийной кислородной системе. Нормы, установленные для аварийно-спасательного оборудования, позволяют принять все практические меры для сведения к минимуму возможности травм пассажиров и экипажа при вынужденных посадках на сушу и воду и обеспечить их эвакуацию. Требования к противообледенительной системе и молниезащите самолёта направлены на обеспечение ЛГ в самых сложных и опасных метеоусловиях.

Требования к двигателям и его системам (глава 6) относятся к сертификации двигателя «до

установки на самолёт» и вместе с самолётом. Приведены требования к различным типам газотурбинных двигателей, определяющие выполнение в конструкции двигателя, его агрегатах и системах мер для обеспечения безопасной эксплуатации их на пассажирском самолёте в течение установленного ресурса. Кроме этого, в главе содержатся требования к видам и объёмам стендовых испытаний двигателя в обеспечение его Государственных сертификационных испытаний, подтверждающих его прочностные характеристики и выполнение характеристик по устойчивости и безотказной работе. В отличие от зарубежных, отечественные НЛГ содержат требования к видам и объёмам лётных испытаний двигателя на летающих лабораториях и в компоновке силовой установки самолёта, для которого он предназначен.

Глава 7 содержит требования к системам силовой установки, топливной и масляной системам, к системам охлаждения и управления двигателями, а также комплекс требований по обеспечению противопожарной защиты летательного аппарата в целом. Они относятся к построению и проектированию систем и их испытаниям как по отработке отдельных систем их агрегатов, так и комплексной оценке систем в составе силовой установки летательного аппарата. НЛГ предусматривают независимость каждого из двигателей, то есть отсутствие влияния отказов одного из двигателей на другие, содержат комплекс требований ко всем пожароопасным зонам летательного аппарата, к системам пожаротушения и сигнализации, устанавливают необходимость троекратного резервирования сигнализации и дублирования систем подачи огнетушащих веществ. В соответствии с НЛГ основные средства пожарной защиты должны проверяться испытаниями на специальных натуральных стендах пожароопасных отсеков самолёта. НЛГ устанавливают требования к пилотажно-навигационному, радиотехническому, электротехническому, светотехническому оборудованию самолёта, выполнение которых является обязательным для обеспечения безопасности полёта (главным образом определяют состав приборов и средств управления, обязательно устанавливаемых на летательном аппарате, задают требования к их функциям и характеристикам. Важную роль играют требования к автономным средствам определения скорости, высоты, курса, отклонения от вертикали, координат самолёта и к системам автоматического управления. Требования к радиотехническому оборудованию навигации, посадки и связи особенно важны из-за необходимости обеспечения безопасности полёта в сложных метеоусловиях и при полётах на большие расстояния. Взаимодействие систем автоматического управления и радиотехнического оборудования позволяет автоматизировать процессы управления и самолётовождения, что играет первостепенную роль в обеспечении безопасного полёта в широком диапазоне условий эксплуатации. В НЛГ содержатся обязательные требования к выбору мощности систем генерирования и степени резервирования источников электроэнергии, качеству электроэнергии на различных режимах работы. Предусмотрены также требования к компоновке кабины экипажа и рабочих мест, за основу которых приняты эргономические закономерности, позволяющие максимально повысить эффективность действий экипажа.

Глава 9 содержит требования к вспомогательным газотурбинным двигателям (ВГТД) как источникам электроэнергии и сжатого воздуха, необходимые для сертификации «до установки на самолёт» и в компоновке самолёта. Требования к воздушным винтам изменяемого шага для самолётов с газотурбинными двигателями изложены в главе 10.

Приложение П8 содержит нормы и методы испытаний бортового оборудования на внешние воздействия: высокую и низкую температуру, вибрации, удары, влажность, а также требования к характеристикам и конструкции отдельных видов оборудования.

НЛГС-2 были внедрены при создании и сертификации самолётов Ил-86, Як-42 и Ан-28, а НЛГС-3 — при создании и сертификации самолётов Ту-204, Ил-96-300, Ан-74 и Ил-114.

Нормы лётной годности оказали заметное влияние на весь процесс создания, испытаний и эксплуатации отечественных гражданских самолётов и способствовали повышению уровня безопасности полёта.

*М. И. Мазурский.*

**нормы прочности летательных аппаратов** — свод положений, регламентирующих прочность конструкций летательных аппаратов, при которой обеспечивается их безопасная эксплуатация. **Н. п.** — составная часть *Норм лётной годности* летательных аппаратов. В научном аспекте **Н. п.** — инженерная дисциплина, разрабатывающая и обосновывающая требования к прочности конструкции летательных аппаратов на основании достижений аэродинамики, статической и усталостной прочности, *аэроупругости* и динамики полёта, базирующаяся на опыте эксплуатации и результатах наземных и лётных испытаний летательных аппаратов и широко использующая вероятностно-статистические методы.

Для расчёта летательного аппарата и испытаний его на прочность в **Н. п.** выбран ряд расчётных условий и *расчётных случаев* нагружения, соответствующих условиям эксплуатации, наиболее неблагоприятным в отношении прочности по действию нагрузок на летательный аппарат или его составные части. Различают случаи нагружения летательного аппарата в полёте, при взлёте и посадке, в наземных условиях. В каждом из них задаются *эксплуатационные максимальные нагрузки* или условия их определения. Наиболее неблагоприятное сочетание значений эксплуатационных манёвренных перегрузок  $n^3$ , скоростей полёта  $V$  и коэффициента нормальной аэродинамической силы  $C_y$  для летательного аппарата приведены в виде графиков на рисунке, где  $A, A', D, D', B, C$  обозначают различные случаи нагружения. Например, случаю  $A (D)$  соответствует максимальное (минимальное) эксплуатационное значение манёвренной перегрузки  $n^3_{\max(a)}$  ( $n^3_{\min(a)}$ ) и максимальное (минимальное) значение коэффициентов нормальной аэродинамической силы  $C_{y \max}$  ( $C_{y \min}$ ). Случаю  $A' (D')$  соответствует максимальная (минимальная) эксплуатационная манёвренная перегрузка и предельно допустимая скорость полёта летательного аппарата —  $V_{\max \max}$ .

Статическая прочность конструкции летательного аппарата проверяется на максимальные расчётные нагрузки  $P^p$ , получаемые умножением максимальной эксплуатационной нагрузки  $P^o$  на *коэффициент безопасности*  $f$ , также задаваемый в **Н. п.**:  $P^p = fP^o$ . Коэффициент безопасности (обычно  $f = 1,5$ ) обеспечивает практическое отсутствие разрушений конструкции в процессе эксплуатации и отсутствие остаточных деформаций после действия максимальной эксплуатационной нагрузки.

Принципиальной основой безопасности полёта по условиям усталостной прочности конструкции является обеспечение практического отсутствия повреждений, непосредственно приводящих к катастрофической ситуации, под воздействием повторяющихся при эксплуатации нагрузок в течение назначенного ресурса авиационной конструкции, который не должен превышать допустимую наработку, определяемую либо выносливостью конструкции, либо её эксплуатационной живучестью. При назначении ресурса используется система коэффициентов надёжности, учитывающих возможные разбросы характеристик выносливости, надёжность обнаружения усталостных повреждений, достоверность данных о повторяемости нагрузок и степень соответствия программы испытаний конструкции на выносливость реальным нагрузкам в процессе эксплуатации.

**Н. п.** содержат также требования к обеспечению безопасности летательного аппарата по условиям аэроупругости (*флаттера, дивергенции, реверса*, аэроупругих колебаний системы «летательный аппарат — система автоматического управления», шимми, «земного резонанса» вертолётa). Как правило, достаточно обеспечить не менее чем 20%-ный запас до критической скорости флаттера и других явлений аэроупругости.

Для проверки соответствия конструкции летательного аппарата требованиям **Н. п.** предусмотрено проведение *статических испытаний*, испытаний по определению массовых, жёсткостных и частотных характеристик, по проверке безопасности от флаттера и других явлений аэроупругости, испытаний на выносливость и живучесть, динамических испытаний шасси на копре (см. *Копровые испытания*), лётных испытаний на предельных по условиям прочности режимах и по измерению нагрузок на основные элементы конструкции.

Работы по созданию отечественных **Н. п.** начались в 1916 под руководством *Н. Е. Жуковского*,

когда комиссия по прочности при Авиационно расчётно-испытательном бюро (МВТУ) установила некоторые условия для определения прочности самолёта. «Нормы прочности самолетов при статических испытаниях» были опубликованы в «Трудах Центрального аэрогидродинамического института» в 1926.

В 1930—1940-х гг. в **Н. п.** вводятся понятия эксплуатационной нагрузки и коэффициента безопасности, рассматриваются случаи нагружения летательного аппарата при несимметричном манёвре и полёте в неспокойном воздухе, при взлёте и посадке, вводится зависимость эксплуатационной перегрузки не только от назначения самолёта, но и от его массы и максимальной скорости, устанавливаются требования по флаттеру и реверсу, а также приводятся распределения аэродинамической нагрузки по составным частям самолёта. В этот период характерно использование в **Н. п.** метода условных нагрузок, то есть статических нагрузок, которые по воздействию на конструкцию эквивалентны нагрузкам, действующим при эксплуатации. Начиная с 40-х гг., работы по **Н. п.** проводились под руководством *А. И. Макаревича*. В **Н. п.** уточняются нагрузки на части самолётов и гидросамолётов, учитывается влияние сжимаемости воздуха на нагружение самолёта, а также динамическая реакция от внешних воздействий на самолёт как упругую конструкцию. Начаты систематические статистические исследования повторяемости нагрузок на серийных самолётах, результаты которых использовались при разработке нормативных требований по обеспечению ресурса авиационных конструкций. В 50-е гг. созданы первые **Н. п.** вертолётных, основанные на результатах исследования особенностей обеспечения прочности вертолётных конструкций, в том числе усталостной прочности. Наряду с методом условных нагрузок в **Н. п.** получил широкое распространение метод анализа и воспроизведения нагрузок на основе расчётов и испытаний.

В 70-е гг. в результате исследований влияния на прочность конструкции сверх- и гиперзвуковых скоростей полёта и аэродинамического нагревания разработаны расчётные условия прочности сверхзвуковых летательных аппаратов. Дальнейшему совершенствованию в **Н. п.** подвергалась система обеспечения ресурса: введён принцип эксплуатационной живучести и требования к отработке ресурса на стадии проектирования. Эти вопросы нашли наиболее полное отражение в НЛГ гражданских самолётов и вертолётных. На этом этапе для **Н. п.** характерен переход к заданию расчётных условий прочности вместо случаев нагружения, а также широкое применение в решении задач по нормированию прочности и назначению ресурса конструкций вероятностно-статистических методов, позволяющих количественно оценивать уровень надёжности авиационных конструкций.

*Лит.:* Теоретические и экспериментальные основы норм прочности самолетов, М., 1969; Прочность самолета. Методы нормирования расчетных условий прочности самолета, М., 1975; *Макаревич А. И., Чижов В. М.*, Основы прочности и аэроупругости летательных аппаратов, М., 1982.

*В. В. Бажуков, Э. В. Токарев.*

### Различные случаи нагружения для тяжёлого самолёта.

**нормы шума самолётов и вертолётных** — требования к уровню шума, создаваемого самолётами и вертолётными, с целью ограничения его вредного воздействия на население, живущее вблизи аэропортов и трасс полётов, пассажиров и членов экипажа.

**Нормы шума на местности.** В 1971 Международная организация гражданской авиации (ИКАО) разработала первый стандарт, устанавливающий требования по шуму на местности для дозвуковых реактивных пассажирских самолётов, затем были приняты стандарты по шуму для других типов летательных аппаратов (винтовых самолётов, вертолётных). В СССР был принят ГОСТ 17228—71, ограничивающий шум на местности для дозвуковых реактивных и винтовых самолётов, в последующие годы этот стандарт был ужесточен и были приняты стандарты по шуму для вертолётных и сверхзвуковых самолётов. Мерой оценки шума служит эффективный уровень

воспринимаемого шума (*EPNL*, английское *effective perceive noise level*), выражаемый в единицах *EPN* дБ и дающий оценку субъективного восприятия воздействия авиационного шума на человека. Система оценки в *EPN* дБ учитывает частотный состав излучаемого шума, наличие дискретных составляющих в спектре и продолжительность воздействия шума. В качестве параметра нормирования во всех стандартах используется значение максимальной взлётной массы летательного аппарата. Кроме того, в новых стандартах для дозвуковых реактивных самолётов допустимые уровни шума при взлёте зависят от числа двигателей, установленных на самолёте. Стандарты регламентируют и методику проведения сертификатов испытаний по шуму летательных аппаратов, применяемую аппаратуру, систему обработки результатов испытаний и приведения к атмосферным условиям: температура 25{{°}}С, давление 101,3 кПа, относительная влажность воздуха 70%. В соответствии со стандартами уровни шума новых дозвуковых реактивных самолётов и тяжёлых (с массой  $m > 5700$  кг) винтовых самолётов нормируются в трёх контрольных точках (см. рис.) на местности, расположенных при посадке на расстоянии 2 км от торца взлетно-посадочной полосы, при взлёте — сбоку от оси взлетно-посадочной полосы на расстоянии 450 м, при наборе высоты — под траекторией на расстоянии 6,5 км от места старта. При этом допустимые уровни шума на местности выше для самолётов, заявки на сертификат лётной годности которых поданы до 6 октября 1977 (глава 2 стандарта Международной организации гражданской авиации), и ниже для самолётов, заявки на сертификацию которых поданы после 6 октября 1977 (глава 3 стандарта Международной организации гражданской авиации). Стандарт допускает превышение уровней шума в одной или двух точках (при соответствующем снижении в других), но не более 3 *EPN* дБ в одной точке и суммарное превышение не более 4 *EPN* дБ в соответствии с требованиями главы 2 (соответственно 2 и 3 *EPN* дБ по главе 3). Советские самолёты Як-40, Ту-134А, Ту-154Б, Ил-76Т, Ил-86 удовлетворяют требованиям по шуму на местности главы 2, а Як-42, Ту-154М, Ил-62М — требованиям главы 3. **Н. ш.** для тяжёлых винтовых самолётов практически совпадают с требованиями главы 3 для дозвуковых реактивных самолётов при взлёте и посадке, а при пролёте для винтовых самолётов применяются требования главы 3 для самолётов с четырьмя двигателями. Для новых сверхзвуковых самолётов **Н. ш.** пока нет, но рекомендуется ориентироваться на требования главы 2 стандарта Международной организации гражданской авиации.

Шум, создаваемый на местности лёгкими (массой  $m < 5700$  кг) винтовыми самолётами, нормируется в одной контрольной точке при горизонтальном пролёте самолёта на высоте 300 м. По стандарту предельный уровень шума ограничен 68 дБ (А) для самолёта массой до 600 кг и 80 дБ (А) с массой  $1500 \text{ кг} < m < 5700 \text{ кг}$ . При массе самолёта  $600 \text{ кг} < m < 1500 \text{ кг}$  предельно допустимый уровень шума пропорционален его массе.

Нормирование шума, создаваемого на местности вертолётными, производится для режимов взлёта, пролёта и посадки. При каждом режиме полёта уровень шума контролируется в трёх точках: одной центральной и двух боковых, расположенных симметрично на расстоянии 150 м на линии, проходящей через центральную точку в направлении полёта. При взлёте центральная точка измерения находится под траекторией полёта на расстоянии 500 м от точки начала полёта. **Н. ш.** уменьшаются от 106 *EPN* дБ для вертолётных с массой 80 т и более до 86 *EPN* дБ для машин с массой 780 кг и менее. При пролёте центральная точка измерения находится под вертолётном, летящим на высоте 150 м; допустимый уровень шума изменяется от 105 до 85 *EPN* дБ в соответствии с изменением массы вертолётного. При заходе на посадку центральная точка располагается на расстоянии 1140 м от точки приземления по глиссаде под углом 6{{°}}, допустимый уровень шума изменяется от 107 до 87 *EPN* дБ в зависимости от массы вертолётного. Требования по шуму, создаваемому самолётными и вертолётными на местности, непрерывно ужесточаются.

**Нормы шума в салонах.** Международных норм по шуму в салонах и кабинах самолётов и вертолётных не существует, однако в некоторых странах установлены национальные или фирменные требования по шуму. В СССР уровни шума в салонах и кабинах самолётов нормировались с 1963 отраслевой документацией, а в 1974 был принят ГОСТ 20296—74, который в 1981 был

подтверждён без изменений. В соответствии с этим стандартом шум нормируется так называемыми предельными спектрами (ПС), принятыми Международной организацией по стандартизации, или уровнями шума в единицах дБ (А). Уровни шума на местах пассажиров для экономического класса пассажирского салона всех самолётов должны удовлетворять кривой ПС-80, что соответствует 85 дБ (А); для вертолётов — ПС-85, или 90 дБ (А); для первого класса дальних самолётов — ПС-70, или 75 дБ (А). В стандарте указано, что для повышения комфорта в самолётах должны приниматься меры по снижению уровней шума до значений, соответствующих ПС-65, или 70 дБ (А). В кабинах экипажей самолётов уровни шума не должны превышать 80 дБ (А), а вертолётов — 90 дБ(А).

*Лит.:* ИКАО. Международные стандарты и рекомендуемая практика. Охрана окружающей среды, пер. с англ. Приложение 16, т. 1. Авиационный шум, Монреаль, 1981; ГОСТ 20296-81. Самолеты и вертолеты гражданской авиации. Допустимые уровни шума в салонах и кабинах экипажа и методы измерения шума, М., 1981.

*А. Г. Мунин.*

Схема расположения контрольных точек при изучении уровня шума самолёта при посадке (1), на взлёте (2) и при наборе высоты (3).

**«Норт Американ»** (North American Aviation) — авиаракетостроительная фирма США. Образована в 1928, к производству самолётов приступила в 1934. В 1967 объединилась с фирмой «Рокуэлл стандарт» (Rockwell Standard Corporation), образовав фирму «Норт Американ Рокуэлл» (с 1973 «Рокуэлл»). Во время Второй мировой войны выпустила 42,7 тысяч самолётов, в том числе 15,6 тысяч истребителей P-51 «Мустанг» (первый полёт в 1940, см. рис. в таблице XXI), 15,4 тысяч учебно-тренировочных самолётов и лёгких бомбардировщиков AT-6 (1938, использовались 22 странами), 9,8 тысяч бомбардировщиков B-25 «Митчелл» (1939). В послевоенные годы оставалась одной из ведущих фирм США по производству военных самолётов, в том числе реактивных истребителей F-86 «Сейбр» (1947, построено 6353 для ВВС США и около 2,4 тысяч по лицензиям в Канаде, Австралии, Японии и Италии, см. рис. в таблице XXX), сверхзвуковых истребителей F-100 «Супер сейбр» (1953, построено около 2,3 тысяч, см. рис. в таблице XXXI), сверхзвуковых бомбардировщиков-разведчиков A-5 «Виджиланти» (1953), тренировочных самолётов T-2 «Бакай» (1958), многоцелевых самолётов для локальных войн OV-10 «Бронко» (1965) и другие. Фирмой созданы экспериментальный гиперзвуковой ракетоплан X-15 (1959, см. рис. в таблице XXXIII) и опытный сверхзвуковой стратегический бомбардировщик XB-70 «Валькирия» (1964, см. рис. в таблице XXXIV). Начатую «Н. А.» разработку стратегического бомбардировщика B-1A продолжила объединённая фирма. Основные данные некоторых военных самолётов фирмы приведены в таблице 1, экспериментальных самолётов — в таблице 2.

*В. В. Беляев.*

Таблица 1 — Военные самолёты фирмы «Норт Американ».

Основные данные	Бомбардировщики		Истребители и истребители-бомбардировщики			Палубный разведчик RA-5C	Лёгкий штурмовик и разведчик OV-10A
	B-25J	XB-70	P-51D	F-86A	F-100D		
Первый полёт, год	1944	1964	1944	1948	1956	1962	1967

Число и тип двигателей	2 поршне в двигат	6 турборе активн двигате лФ	1 поршне в двигат	1 турборе активн двигате л	1 турборе активн двигате лФ	2 турборе активн двигате лФ	2 турбови нтов двигат
Мощность двигателя, кВт	1270	-	1120	-	-	-	533
Тяга двигателя, кН	-	138	-	23,1	75,6	79,6	-
Длина самолёта, м	16,13	57,6	9,81	11,16	14,94	23,25	12,67
Высота самолёта, м	4,8	9,1	4,16	4,27	4,88	5,92	4,6
Высота самолёта, м	20,6	32	11,29	11,31	11,89	16,15	12,2
Площадь крыла, м <sup>2</sup>	56,66	585	21,66	26,8	35,8	71,44	20,5
Взлётная масса, т							
нормальная	-	-	4,54	6,23	13,1	30,3	5,2
максимальная	15,87	250	5,26	7,43	18,04	36,23	6,5
Масса пустого самолёта, т	9,57	108	3,24	4,76	6,35	18,55	3,28
Боевая нагрузка, т	1,45	12,2	0,9	-	3,19	-	1,5
Максимальная дальность полёта,	2050	10200	1520	-	-	-	-

км							
Радиус действия, км	-	-	-	860	850	1600	370
Максимальная скорость полёта, км/ч	440	3200	700	1070	1460	2220	450
Потолок, м	6100	25000	12770	16170	14650	20400	8500
Экипаж, чел.	6	2	1	1	1	1	2
Вооружение	13 пулемётов (12,7 мм), бомбы, мины, торпеды	-	6 пулемётов (12,7 мм), бомбы, НАР	6 пулемётов (12,7 мм), НАР	4 пушки (20 мм), бомбы, НАР, 4 УР	Фоторазведывательное оборудование	2—4 пулемёта (7,62 мм), 2 пушки (20 мм), бомбы, НАР, ур, фоторазведывательное оборудование

Таблица 2 — Экспериментальные самолёты фирмы «Норт Американ».

Основные данные	X-15A	X-15A-2
Первый полёт, год	1959	1964
Число и тип двигателей	1 жидкостный реактивный двигатель	1 жидкостный реактивный двигатель
Статическая тяга, кН	226	254
Длина самолёта, м	15,24	15,98
Высота самолёта, м	3,96	-
Размах крыла, м	6,7	6,7
Площадь крыла, м <sup>2</sup>	18,6	18,6
Стартовая масса, т	14,2	23,09
Масса пустого самолёта, т	5,2	-

Максимальная достигнутая скорость полета, км/ч	6604	7297
Максимальная достигнутая высота полёта, м	107960	-
Экипаж, чел.	1	1

**Нортроп** (Northrop) Джон Кнудсен (1895—1981) — американский авиаконструктор. В 1916 стал работать чертёжником на авиационном заводе, а в 1923 поступил на фирму «Дуглас». В 1927 перешёл на фирму «Локхид» и участвовал в разработке самолётов «Вега». Затем (в 1928) основал частную авиационную фирму «Авион» (Avion Corporation), где руководил разработкой и постройкой нескольких типов лёгких самолётов. В начале 30-х гг. организовал фирму, которая приняла участие в разработке транспортных и пассажирских самолётов DC-1, DC-2 и DC-3 совместно с фирмой «Дуглас». В этот же период **Н.** разработал двухместный штурмовик А-17. В 1939 основал фирму «Нортроп», которая специализировалась на разработке истребителей. Портрет см. на стр.381.

Дж. К. Нортроп.

**«Нортроп»** (Northrop Corporation) — авиаракетостроительная фирма США. Основана в 1939 *Д. К. Нортропом* под названием «Нортроп эркрафт» (Northrop Aircraft), современное название с 1959. Во время Второй мировой войны производила ночной истребитель Р-61 «Блэк уидоу» (первый полёт в 1942). В послевоенное время разработала реактивные истребители F-89 «Скорпион» (1948) и F-5A «Фридом-файтер» (1959), крылатую межконтинентальную ракету SM-62 «Снарк» (1951), создала ряд экспериментальных самолётов: «бесхвостку» Х-4 (1948), выполненные по схеме «летающее крыло» истребитель XP-79 (1945) и бомбардировщики XB-35 (1946, см. рис. в таблице XXX) и YB-49 (1947), летательный аппарат с несущим корпусом и жидкостный реактивный двигатель HL-10, M2-F2 и M2-F3 (1966—1970), истребитель YF-17 (1974). Основные авиационные программы 80-х гг.: разработка «малозаметного» (трудно обнаруживаемого с помощью радиолокационной станции и инфракрасной систем) стратегического бомбардировщика B-2 «Стелс» (1989, см. рис. 1), участие в производстве истребителя-бомбардировщика Макдоннелл-Дуглас F/A-18, созданного на основе истребителя YF-17; производство истребителей F-5E и F-5F «Тайгер» II (1972, выпуск завершён в 1987, всего построено 2610 самолётов серии F-5, состоявших на вооружении 31 страны, см. рис. 2), постройка и испытания опытного истребителя F-20 «Тайгершарк», разработка опытного самолёта YF-23A по программе создания истребителя 90-х гг. ATF. Основные данные некоторых самолётов фирмы приведены в таблице.

*В. В. Беляев, М. А. Левин.*

Таблица — Самолёты фирмы «Нортроп».

Основные данные	Истребитель-перехватчик F-89D	Истребители			Бомбардировщики	
		P-61B	F-5A	F-5E	YB-49	B-2
Первый полёт, год	1951	1942	1963	1972	1947	1989

Тип двигателя	2 турбореактивный двигатель Ф	2 поршневый двигатель	2 турбореактивный двигатель Ф	2 турбореактивный двигатель Ф	8 турбореактивный двигатель	4 турбореактивный двигатель Д
Мощность двигателя, кВт	-	1490	-	-	-	-
Тяга двигателя, кН	35,6	-	18,1	22,2	17,8	84,4
Длина самолёта, м	16,41	15,11	14,38	14,45	16,18	21
Высота самолёта, м	5,36	4,47	4	4,06	6,12	5,2
Размах крыла, м	18,19	20,12	7,7	8,13	52,43	52,4
Площадь крыла, м <sup>2</sup>	52,3	61,53	15,8	17,3	372	465
Взлётная масса, т						
нормальная	-	13,47	6,2	-	-	-
максимальная	19,16	16,42	9,3	11,21	96,6	168
Масса пустого самолёта, т	-	9,98	3,56	4,41	40	45,4—50
Боевая нагрузка, т	-	2,9	2,8	3,17	16,7	22,6
Радиус действия, км	805	890	740	1060	-	-
Дальность полёта, км	-	-	-	-	1850 (с нагрузкой 16,7 т)	12230 (с нагрузкой 10,9 т)
Максимальная	980	606	1500	1700	837	~950

льная скорость полёта, км/ч						
Потолок, м	13200	10120	15240	15740	12800	-
Экипаж, чел.	2	3	1—2	1	7	2—3
Вооружение	104 НАР и 2 УР	4 пулемёта (12,7 мм), 4 пушки (20 мм)	2 пушки (20 мм), НАР и 2 —6 УР	2 пушки (20 мм), кассетное оружие, НАР и 2 УР	Бомбы	8 УР и 8 бомб

Рис. 1. Стратегический бомбардировщик В-2 «Стелс».

Рис. 2. Истребитель F-5E «Тайгер» II.

**«Нортуэст Эрлайнс»** (Northwest Airlines) — авиакомпания США, одна из крупнейших в мире. Осуществляет перевозки внутри страны, а также в страны Западной Европы и Азии. Основана в 1926, ранее называлась «Нортуэст ориент», современное название с 1985. В 1989 перевезла 38,86 миллионов пассажиров, *пассажирооборот* 75,86 миллиардов пассажиро-км. Авиационный парк — 323 самолёта.

**носимый аварийный запас** (НАЗ) — индивидуальный комплект средств, предназначенных для обеспечения жизнедеятельности членов экипажа летательного аппарата после вынужденного приземления в безлюдной местности или приводнения. Комплект уложен в специальный контейнер, который размещается вместе с парашютом в авиационном кресле. НАЗ состоит из средств визуальной сигнализации и радиосвязи, аварийного запаса пищи и воды, лагерного снаряжения, спасательных плавсредств, аптечки. К средствам визуальной сигнализации относятся комбинированный (ночной — дневной) сигнальный патрон (ПСНД), ракеты, мортирки со стреляющим устройством, красящий сигнальный порошок, сигнальное зеркало и проблесковый фонарь-маяк; к средствам радиосвязи — аварийная УКВ портативная радиостанция и радиомаяк. Аварийный запас пищи состоит из продуктов высокой калорийности, не требующих кулинарной обработки, хорошо сохраняющихся в любых климатических условиях. Аварийный запас воды содержится во флягах или специальных упаковках; имеются также средства для её добывания, обеззараживания и обессоливания: солнечный плёночный конденсатор для добывания воды в условиях пустыни, химический опреснитель или солнечный дистиллятор, бактерицидные препараты для обеззараживания воды из природных водоёмов. В лагерное снаряжение входят: рыболовный комплект, нож-мачете, очки-светофильтры, нож-пила, компас, сухое горючее, водо- и ветроустойчивые спички, накидка из алюминизированной ткани, сетка-накомарник; к морским спасательным средствам относятся одноместная надувная лодка или плот. Аптечка укомплектовывается перевязочными средствами, бактерицидными и противошоковыми средствами, антибиотиками, антидотом и репеллентом для защиты от летающих кровососущих насекомых.

**НР** — обозначение авиационных пушек, созданных *А. Э. Нудельманом* и *А. А. Рихтером* (см. таблицу). Пушки НР-23 устанавливались на истребителях и бомбардировщиках, а пушка НР-30 была основным оружием истребителей.

Таблица — Авиационные пушки НР.

Основные данные	НР-23	НР-30
Год принятия на вооружение	1949	1955
Калибр	23	30
Скорострельность, число выстрелов в 1 мин	850	900
Масса снаряда, г	200	410
Начальная скорость снаряда, м/с	690	780
Масса пушки, кг	39	66

**НС** — обозначение авиационных пушек, созданных *А. Э. Нудельманом* и *А. С. Сурановым* (см. таблицу). Пушки НС-37 и НС-45 применялись во время Великой Отечественной войны, а пушка НС-23 получила распространение в послевоенные годы. Крупнокалиберные пушки НС-37 и НС-45 устанавливались на истребителях в развале мотора (стрельба велась через втулку возд. винта); на штурмовиках Ил-2 пушки НС-37 устанавливались в крыле.

Таблица — Авиационные пушки НС.

Основные данные	НС-37	НС-45	НС-23
Год принятия на вооружение	1942	1944	1944
Калибр, мм	37	45	23
Скорострельность, число выстрелов в 1 мин	250	250	550
Масса снаряда, г	735	1065	200
Начальная скорость снаряда, м/с	900	850	690
Масса пушки, кг	150	150	37

**Нудельман** Александр Эммануилович (р. 1912) — советский конструктор авиационного автоматического оружия, доктор технических наук (1962), дважды Герой Социалистического Труда (1966, 1982). Окончил Одесский индустриальный институт (1935). С 1934 в КБ, в 1943—1987 начальник и главный конструктор КБ. Под руководством **Н.** разработаны авиационные пушки НС-23, НС-37, НС-45 (совместно с *А. С. Сурановым*), НР-23, НР-30 (совместно с *А. А. Рихтером*), Н-37 и другие. Ленинская премия (1964), Государственная премия СССР (1943, 1946, 1951, 1970, 1979). Награждён 4 орденами Ленина, орденом Октябрьской Революции, орденами Кутузова 1-й и 2-й степени, 2 орденами Трудового Красного Знамени, медалями. Бронзовый бюст в Одессе.

**А. Э. Нудельман.**

**нуссельта число** местное [по имени немецкого физика В. Нуссельта (Nusselt)] — безразмерный параметр  $Nu_{\{x\}}$ , равный произведению местного теплового потока  $q_{\{\omega\}}$  на местное значение

продольной координаты  $\{\chi\}$ , делённому на характерную теплопроводность  $\{\lambda\}$  и разность характерных температур:

$$Nu_{\{\chi\}} = q_{\{\omega\chi\}} / (\{\lambda\} [T_{\{\theta\}} - T_{\{\omega\}}]).$$

Здесь  $T_r$  — адиабатическая температура (температура газа на поверхности теплоизолированного тела, которая устанавливается при достаточно продолжит, обтекании его потоком газа при наличии только конвективного теплообмена),  $T_{\{\omega\}}$  — температура поверхности; в инженерной практике часто принимают  $\{\lambda\} = \{\lambda\}(T_{\{\omega\}})$ . **Н. ч.** характеризует связь между интенсивностью теплообмена и температурным полем в пограничном слое. Используется при обработке расчётных и экспериментальных данных по местному теплообмену на обтекаемой поверхности. Часто используется **суммарное**, или **интегральное Н. ч. Nu**, определяемое выражением:

$$Nu = Q / (\{\lambda\} S \{\Delta\} T),$$

где  $Q$  — поток теплоты через поверхность  $S$ ,  $l$  — характерный линейный размер,  $\{\Delta\}T$  — разность характерных температур, например, разность между температурой торможения невозмущённого потока и средней температурой поверхности тела.

**Ньюпор**, **Ньёпор** (de Ni $\{\acute{e}\}$ port, псевдоним Nieuport) Эдуар (1875—1911) — французский лётчик и конструктор самолётов. С 1908 строил самолёты и поршневые двигатели, разрабатывал воздушные винты. В 1910 основал фирму «Ньюпор», где построил моноплан (с обтекаемым, обтянутым полотном фюзеляжем, с поршневым двигателем мощностью 14,7 кВт), который достиг скорости 72 км/ч. В 1911 вариант этого моноплана — «Ньюпор IIN» с поршневым двигателем мощностью 20,6 кВт конструкции **Н.** установил мировой рекорд скорости 119,8 км/ч. В том же году на самолёте «Ньюпор IVG» с поршневым двигателем мощностью 36,8 кВт достигнута рекордная скорость 133,1 км/ч и установлен рекорд дальности по замкнутому маршруту 740,3 км. **Н.** погиб при посадке на самолёте собственной конструкции.

### Э. Ньюпор.

**«Ньюпор»** (Societe Anonyme des Etablissements Nieuport) — самолётостроительная фирма Франции. Основана в 1910 Э. Ньюпором, в 1921 объединилась с фирмой «Астра» (Astra) и получила название «**Н.**-Астра» (Soci $\{\acute{e}\}$ t $\{\acute{e}\}$  Anonyme Nieuport-Astra), затем в течение нескольких лет называлась «**Н.**-Делаж» (G. Delage — главный конструктор фирмы). В 1934 предприятия фирмы вошли в состав концерна «Луар-**Н.**» (Groupement Loire-Nieuport), национализированного в 1936. До 1914 на фирме создан ряд рекордных самолётов, послуживших основой для военных моделей, строившихся в нескольких странах, включая Россию. В годы Первой мировой войны самолёты фирмы (разведчики и истребители) выпускались большими сериями и состояли на вооружении Франции, Великобритании, Италии, Бельгии, Нидерландов, США и России. Наиболее известными были истребители-бипланы Ньюпор 11 и 17 (рис. в таблице VII). В 20-х гг. Ньюпор-Делаж NiD 29 (создан в 1918) был основным истребителем военно-воздушных сил Франции, Италии, Бельгии и Японии. В 30-х гг. самолёты фирмы NiD 62, 622, 629 и другие составляли основу истребительной авиации Франции. Гражданские самолёты (NiD 590, 641, 741 и др.) не получили широкого распространения.

**Ньютон** (Newton) Исаак (1643—1727) — английский учёный, физик и математик, член Лондонского королевского общества (с 1672) и его президент (с 1703). Сформулировал 3 знаменитые «аксиомы, или законы движения», составившие основу классической механики, открыл закон всемирного тяготения и создал основы небесной механики, разработал (независимо от Г. Лейбница) дифференциальное и интегральное исчисления, получил ряд важных результатов в оптике. В области гидродинамики исследовал природу сопротивления среды движению тел. Предложил модель корпускулярного строения сплошной среды и впервые определил аналитическим путём силу, действующую на обтекаемое жидкостью (газом) тело (см. также статью *Аэродинамика и Ньютона теория обтекания*). Рассмотрел скорость распространения звука

в упругих средах. Многие результаты работ **Н.** (в том числе по гидродинамике) вошли в его фундаментальный труд «Математические начала натуральной философии» (1687) (с примечаниями и пояснениями А. И. Крылова; эта работа включена в Собрание трудов А. И. Крылова, т. 7, М.—Л., 1936).

*Лит.:* Вавилов С. И., И. Ньютон, 1643—1727, 4 изд., М., 1989.

### И. Ньютон.

**Ньютона теория обтекания** — приближенная теория, описывающая обтекание тела *идеальной жидкостью*, частицы которой движутся с постоянной скоростью, не взаимодействуют друг с другом, а при столкновении с телом полностью передают ему нормальную к поверхности составляющую количества движения и, сохраняя постоянной касательную составляющую, продолжают двигаться вдоль тела. Предложена *И. Ньютоном* в конце XVII в. С точки зрения современной газовой динамики **Н.** таким образом соответствует модели гиперзвукового обтекания, в которой головная *ударная волна* в пределе совпадает с поверхностью тела нулевой кривизны (см. *Гиперзвуковое течение*). Основным результатом **Н.** таким образом является **формула Ньютона** для коэффициента давления  $c_p$ :  $c_p = 2\sin^2\{\vartheta\}$ , где  $\{\vartheta\}$  — угол наклона поверхности тела к вектору скорости набегающего потока. Эта формула практически применима и для приближенного расчета давления на телах выпуклой формы, в практике используется так же несколько более точная, так называемая модифицированная, формула Ньютона:

$$c_p = c_{p0}\sin^2\{\vartheta\} / \sin^2\{\vartheta\}_0,$$

где  $c_{p0}$  — точное значение коэффициента давления в некоторой характерной точке, соответствующей углу наклона поверхности  $\{\vartheta\}_0$ . Величина  $c_{p0}$  — часто определяется в передней критической точке тела, для которой угол  $\{\vartheta\}_0$  равен  $90\{\circ\}$ . Формула Ньютона не учитывает центробежные силы в сжатом слое газа, возникающие при его движении вдоль искривлённой поверхности. Для расчёта давления учётом центробежных сил используется формула Ньютона — Буземана.

На основе формул Ньютона и Ньютона — Буземана сравнительно просто решаются задачи оптимизации при определении формы тел минимального *сопротивления аэродинамического* в гиперзвуковом потоке. Например, тонкое тело вращения, образующая которого задана степенной функцией, является оптимальным при задании ряда комбинаций его геометрических параметров, волновое сопротивление может быть уменьшено путём перехода от тела вращения к пространственным телам с звездообразной формой поперечного сечения.

*Лит.:* Теория оптимальных аэродинамических форм, под ред. А. Миеле, пер. с англ., М., 1969; Аэромеханика сверхзвукового обтекания тел вращения степенной формы, под ред. Г. Л. Гродзовского, М., 1975; См. также лит. при статье *Гиперзвуковое течение*.

*В. И. Голубкин.*

**Нюхтиков** Михаил Александрович (р. 1906) — советский лётчик-испытатель, полковник, Герой Советского Союза (1957), заслуженный лётчик испытатель СССР (1959). Участник Великой Отечественной войны. Окончил Ленинградскую военную теоретическую школу (1926), Качинскую военную авиационную школу (1927). Работал в НИИ ВВС и ОКБ А. И. Туполева. Летал на самолётах 232 типов, в том числе ДБ-А (на котором установил 2 мировых рекорда). Испытал 15 планеров, 3 планёра собственной конструкции. Награждён 2 орденами Ленина, 3 орденами Красного Знамени, 2 орденами Отечественной войны 1-й степени, 3 орденами Красной Звезды, орденом «Знак Почёта», медалями.

### М. А. Нюхтиков.

**обзор из кабины экипажа** — видимое внекабинное пространство, просматриваемое с рабочего

места лётчика (штурмана) через остекление фонаря кабины летательного аппарата при перемещениях головы и туловища, не влияющих на технику пилотирования. Обзор должен обеспечивать лётчику возможность эксплуатации летательного аппарата на всех этапах полёта; он является важной характеристикой рабочего места лётчика, определяющей безопасность полёта и качество выполнения летательным аппаратом целевых задач, и, как правило, регламентируется нормативными документами.

Для предохранения стёкол фонаря от запотевания применяется обдув их тёплым воздухом изнутри кабины. Для очистки лобовых стёкол от атм. осадков служат механические стеклоочистители с электроприводом. Как правило, очищается плоскость в диапазоне углов  $10^{\circ}$  вверх и  $15^{\circ}$  вниз при азимутальных углах  $\pm 15^{\circ}$ . Передние лобовые стёкла фонаря обычно изготавливаются незамерзающими из двух или трёх слоев силикатного стекла с токопроводящей прозрачной плёнкой между ними (иногда сеткой из тонкой проволоки). Обзор с места штурмана, расположенного впереди лётчика, обеспечивается через остекление носовой части фюзеляжа, в котором на многих самолётах имеется плоское стекло с повышенной прозрачностью и электрообогревом; через это стекло осуществляется наблюдение с помощью оптических устройств (в том числе прицелов).

**обзорно-прицельная система** — см. в статье *Прицельно-навигационная система*.

**облака** — система взвешенных в атмосфере продуктов конденсации водяного пара — капель воды или кристаллов льда или их по форме облачных образований выделяют 10 родов **О.**: перистые (на авиационных *картах погоды* обозначают  $C_i$ ), перисто-кучевые ( $C_c$ ) перисто-слоистые ( $C_s$ ), высоко-кучевые ( $A_c$ ), высоко-слоистые ( $A_s$ ), слоисто-дождевые ( $N_s$ ), слоистые ( $S_t$ ), слоисто-кучевые ( $S_c$ ), кучевые ( $C_u$ ), кучево-дождевые ( $C_b$ ). Роды **О.** подразделяются на виды (по особенностям их формы и внутренней структуры) и разновидности (по особенностям макроскопических элементов **О.** и по прозрачности **О.**). Каждый род **О.** наблюдается в определенном интервале высот (ярусах), зависящем от широты местности. **О. нижнего яруса** располагаются ниже 2 км; **среднего яруса** — в слое 2—7 км умеренных широтах, 2—4 км — в полярных широтах, 2—8 км — в тропических; **верхнего яруса** — выше 5 км в умеренных широтах, выше 3 км — в полярных, выше 6 км — в тропических. Отдельно выделяют **О. вертикального развития** — **О.**, основание которых находится в нижнем, а вершина — в среднем или верхнем ярусе. К **О.** нижнего яруса относятся  $S_c$ ,  $S_i$ ,  $S_{tr}$  (разорванно-слоистые),  $F_{nb}$  (разорванно-дождевые); **О.** среднего яруса —  $A_s$ ,  $A_c$ , сюда же чаще всего относят и  $N_s$ ; **О.** верхнего яруса —  $C_i$ ,  $C_c$ ,  $C_s$ .

Образование различных форм **О.** определяется процессами, происходящими в атмосфере. Под действием восходящих движений над фронтальной поверхностью и орографических препятствиях (возвышенности, склоны гор и т. п.) образуются **О.** восходящего скольжения —  $A_s$ ,  $N_s$ ,  $C_i$ ,  $C_c$ ,  $C_s$ . В устойчивых воздушных массах формируются  $S_t$ ,  $S_c$  и  $A_c$ , в неустойчивых —  $S_i$ ,  $C_b$  (**О.** вертикального развития или **О.** конвекции).

При положительной температуре все **О.** состоят из капель воды. С понижением температуры ниже  $0^{\circ}C$  и до  $-12^{\circ}C$  **О.** чаще всего состоят из переохлажденных капель, при более низкой температуре **О.** бывают смешанными или кристаллическими. **О.** верхнего яруса относятся к чисто кристаллическим. **О.** нижнего и среднего ярусов могут быть капельножидкими (переохлажденными и непереохлажденными), смешанными и кристаллическими в зависимости от положения изотерм  $0^{\circ}C$  и  $-12^{\circ}C$  по отношению к облаку.

В районе аэродрома высоту нижней границы **О.** измеряют и сообщают потребителям (взлетающим или заходящим на посадку летательным аппаратам) каждые 30 мин. При уменьшении высоты нижней границы **О.** ниже уровня, определяемого *минимумом погодным* для данного аэродрома, её значение измеряют и передают потребителям каждые 15 мин. При особо неблагоприятных условиях высоту нижней границы **О.** измеряют сразу же по поступлении запроса диспетчера.

*И. И. Гусева.*

**обледенение** — отложение льда на поверхностях дорог, аэродромов, летательных аппаратов, морских судов и др. Различают три основных вида отложения льда: лёд, изморось и иней. **О.** происходит в результате замерзания оседающих на какой-либо поверхности переохлаждённых капель воды (имеющихся в облаке, тумане, мороси, дожде) или мокрого снега, а также вследствие сублимации содержащегося в воздухе водяного пара. Обязательным условием **О.** является отрицательная температура поверхности.

**О.** летательных аппаратов и воздушных винтов происходит как на земле, так и в полёте в переохлажденных облаках и осадках при температуре воздуха до  $-25\{\{\}\}\text{C}$ , наиболее часто при температурах от 0 до  $-12\{\{\}\}\text{C}$  и дефиците точки росы  $3\{\{\}\}\text{C}$  и менее (см. *Влажность воздуха*). **О.** ухудшает аэродинамические и лётные характеристики самолёта, может вызывать повреждения и нарушить работу двигателей, приборов, оборудования и систем. Наиболее опасно **О.** в полёте, обусловленное наличием в атмосфере воды в жидком (в виде переохлажденных капель), газообразном (в виде водяного пара) или твёрдом (в виде кристаллов льда) состоянии. Соответственно различают 3 типа **О.**: капельное, сублимационное и кристаллическое. Особенно часто **О.** происходит в облаках, содержащих переохлажденные капли или смесь капель и кристаллов.

Степень опасности **О.** определяется температурой наружного воздуха, продолжительностью и интенсивностью **О.** (нарастание льда в единицу времени или при прохождении летательного аппарата единицы пути — мм/мин, мм/км). **О.** возможно в широком диапазоне температур наружного воздуха и высот; интенсивность **О.** может достигать исключительно больших значений (до 30 мм/мин). Обычно летательного аппарата подвергается слабому или умеренному **О.** при полёте в нижних слоях атмосферы.

Формы и размеры ледяных наростов, образующихся на носке крыла самолёта, разнообразны и зависят от многих факторов (водности, размера капель, температуры воздуха и др.). **О.** возможно как во фронтальных зонах, так и в однородных воздушных массах. Около 50% случаев **О.** приходится на слоистые и слоисто-кучевые облака; весьма интенсивное **О.** встречается в кучево-дождевой облачности. Для предотвращения **О.** служат *противообледенительные системы*.

*О. К. Трунов.*

**обнаружение цели** — выделение на окружающем фоне таких объектов или соответствующих им сигналов, которые по одному или нескольким признакам могут принадлежать к интересующему типу целей. Производится либо визуально, либо с помощью различных технических систем. При визуальном обнаружении цели выделяются по геометрическому образу, цвету, контрасту, передвижению на местности, сопутствующим признакам — выпускным газам, пыли и т. д. Аппаратурное **О. ц.** производится в широком диапазоне спектра электро-магнитных колебаний: телевидение использует видимую часть спектра, тепlopеленгаторы и тепловизоры — инфракрасное излучение, радиолокационные системы — волны от миллиметрового до сантиметрового и дециметрового диапазонов. Возможно также **О. ц.** по изменению магнитного поля, химического состава атмосферы вблизи цели и по другим признакам. После **О. ц.** осуществляется распознавание цели.

**обозначения летательных аппаратов.** Каждый образец летательного аппарата имеет одно или более обозначений. Они могут быть официальными или неофициальными, установленными пользователем летательного аппарата в соответствии с действующей в некоторых странах единой системой обозначений или присвоенными фирмой-разработчиком.

В СССР была принята следующая схема официального обозначения серийных летательных аппаратов: начальные буквы фамилии первого ген. (или главного) конструктора КБ, в котором разрабатывался данный летательный аппарат (Ан — *Антонов О. К.*, Бе — *Бериев Г. М.*, Ил —

*Ильюшин С. В., Ка — Камов И. И., Ла — Лавочкин С. А., ЛаГГ — Лавочкин, Горбунов В. П. и Гудков М. И., М — Мясищев В. М., Ми — Миль М. Л., МиГ — Микоян А. И. и Гуревич М. И., Пе — Петляков В. М., По — Поликарпов И. И., Су — Сухой П. О., Ту — Туполев А. И. Як — Яковлев А. С.*), затем следуют номер базовой модели, буквенный шифр модификации (варианта) и иногда именное название (например, По-2, Ил-62М, МиГ-2ШФ, Ан-124 «Руслан»).

Для гражданских летательных аппаратов за рубежом применяют в основном фирменные обозначения. В большинстве случаев используют следующую схему обозначения (в полном, справочном виде): полное и сокращённое (обычно образованное из начальных букв) название фирмы, фирменный типовой номер, цифровой или буквенный шифр модификации (варианта), именное название летательного аппарата. Отдельные элементы обозначения могут отсутствовать, их порядок может отличаться от указанного. В авиационной литературе на русском языке полное название фирмы (без кавычек) и именное название летательного аппарата (в кавычках) обычно даются в практической транскрипции, остальные части обозначения сохраняются исходными. Например, пассажирский самолёт Фоккер F.27-500 «Френдшип»: полное (Фоккер) и сокращённое (F.) название нидерландской фирмы, очередной типовой номер (27), цифровой шифр варианта (500) и именное название («Френдшип» — дружба); пассажирский самолёт Боинг 767-200: название фирмы США (Боинг), типовой номер (767), шифр варианта (200); вертолёт Аэроспасьяль AS 332С «Супер пума»: полное (Аэроспасьяль) и сокращённое (AS) название французской фирмы, типовой номер (332) и буква (С), обозначающая в данном случае гражданский вариант.

**Для военных летательных аппаратов** в США с 1962 действует единая буквенно-цифровая система обозначений. Основным элементом в обозначении является начальная группа, состоящая из одной, двух или трёх букв, определяющих класс (назначение) летательного аппарата, затем следуют очередной номер базовой модели летательного аппарата данного класса (по нумерации военного ведомства), шифр модификации, именное название (почти у каждого летательного аппарата). При однобуквенной начальной группе назначение летательного аппарата следующее: А — ударный, истребитель-бомбардировщик, штурмовик, В — бомбардировщик, С — военно-транспортный, Е — со специальным радиоэлектронным оборудованием (например, для дальнего радиолокационного обнаружения и управления), F — истребитель, К — заправщик, О — наблюдения и целеуказания, Р — базовый противолодочной обороны, R — разведчик, S — палубный палубный противолодочной обороны, Т — учебно-тренировочный, U — общего назначения, X — экспериментальный. Например, F-15С «Игл» — истребитель базовой модели №15, модификация С (ранее были выпущены модификации А и В), именное название «Игл». За буквой класса в начальной группе могут стоять только буквы H (вертолёт) и V (самолет короткого взлёта и посадки или самолет вертикального взлёта и посадки). Например, AH-64 — боевой вертолёт; AV-8 — штурмовик вертикального взлёта и посадки. Для модифицированных летательных аппаратов (с изменённым назначением) перед буквой класса исходного летательного аппарата ставятся буквы, обозначающие новый класс: D — наводчик беспилотного летательного аппарата или управляемых ракет, H — поисково-спасательный, L — для эксплуатации в арктических условиях, Q — беспилотный, V — штабной, связной, W — метеоразведчик; расшифровка букв А, С, Е, К, R, S, Т, U — прежняя. Например, RF-4E — разведчик, созданный на базе истребителя F-4E. Первой буквой в начальной группе может быть также шифр состояния программы разработки летательного аппарата (для летательных аппаратов, не состоящих на вооружении): J или N — для специальных испытаний (первая буква присваивается временно, вторая — постоянно), X — опытный (для предварительных или общих испытаний), Y — опытный или предсерийный (для войсковых или конкурсных испытаний). Например, YUH-61 — опытный образец, построенный фирмой «Боинг вертол» в рамках конкурсной разработки вертолёта общего назначения (другим был YUH-60 фирмы «Сикорский»). В отдельных случаях обозначение не соответствует стандартной схеме (например, высотный разведчик U-2). В справочной литературе перед обозначением обычно указывается фирма-разработчик (например, Нортроп RF-5E). Аналогичную схему имеет в США система обозначений беспилотных летательных аппаратов и

ракет.

В **Великобритании** принята следующая схема обозначений военных летательных аппаратов: именное название, класс, модификация. Буквенные обозначения некоторых классов летательных аппаратов: AEW — дальнего радиолокационного обнаружения, AS — противолодочной обороны, B — бомбардировщик, B(I) — бомбардировщик для изоляции поля боя, C — военно-транспортный, D — беспилотный, E — со специальной радиоэлектронной аппаратурой, F — истребитель, FGA или FG — многоцелевой истребитель, истребитель-бомбардировщик, FGR — многоцелевой истребитель-разведчик, FRS — ударный самолёт-разведчик, K — заправщик, MR — морской разведчик, патрульный, S — ударный, T — учебно-тренировочный, TT — буксировщик мишеней, W — метеоразведчик. При обозначении класса вертолётов добавляется буква H, например: HAR — поисково-спасательный, HAS — противолодочной обороны, HL — связной, HC — транспортно-десантный, HU — общего назначения. Модификация пишется в виде Mk.1, Mk.2 и т. д. В справочной литературе перед обозначением обычно указывается полное или сокращённое название фирмы (например, BAe «Нимрод» AEW. Mk.3 — противолодочный самолёт фирмы «Бритиш аэроспейс»).

Во **Франции** летательные аппараты имеют обозначения, установленные фирмами-разработчиками. Единой системы **О. л. а.** нет. Например, ряд боевых самолётов фирмы «Дассо-Бреге» объединён названием «Мираж», за которым в обозначении следуют очередной фирменный номер базовой модели (в одном случае — в виде F-1) и буква, обычно определяющая назначение летательного аппарата (C — перехватчик, B — учебно-тренировочный, E — многоцелевой, N — ударный с ядерным оружием, R — разведывательный). Например, истребитель-бомбардировщик «Мираж» IIIЕ, перехватчик «Мираж»2000С, стратегический бомбардировщик «Мираж»IVA (здесь А — первый вариант). В начале 1990 во Франции принята новая система обозначения военных вертолётов, цифровой индекс которых начинается на цифру 5. За цифровым индексом идёт буква, определяющая назначение вертолёта: U — многоцелевой, A — вертолёт, имеющий вооружение, C — противотанковый, M — морской, S — морской противолодочный или противокорабельный. Например, многоцелевой вертолёт Аэроспасьаль AS 555U «Экюрёй», палубный вертолёт Аэроспасьаль AS 565M.

В **Италии** **О. л. а.** не унифицированы, каждая фирма применяет собственные обозначения. Обычно после полного названия фирмы следует определенное сочетание букв (сокращенное название фирмы, традиционная марка продукции и т. д.), типовой номер и модификация, обозначаемая буквой. Например, Аэрмакки MB.339A (буквы M и B традиционно определяют продукцию фирмы Аэрмакки, очередной номер присвоенный учебно-боевому самолёту, A — первый вариант).

В **ФРГ** используются многие самолёты и вертолёты фирм США или разработанные по международным программам. За ними сохраняются их исходные обозначения. Для военных вариантов летательных аппаратов разработок ФРГ применяются фирменные названия с дополнительными буквенными признаками модификации. Например, вертолёт MBV Во 105P: MBV — сокращённое название фирмы «Мессершмитт-Бельков-Блом», Во — сокращённое название фирмы «Бельков», являющейся разработчиком базовой модели, 105 — очередной фирменный номер, P — противотанковый.

В **Японии** также нет чёткой системы **О. л. а.** Класс военных летательных аппаратов, как правило, указывается латинскими буквами: C — военно-транспортный, F — истребитель, P — базовый противолодочной обороны, R — разведчик, S — амфибия, T — учебно-тренировочный, U — общего назначения, X — экспериментальный, Y — опытный. Вертолёты обозначаются буквой H. Например, Мицубиси F-1 — многоцелевой истребитель фирмы «Мицубиси», типовой №1 в японских BVC.

В **Швеции** существует следующая схема обозначения военных самолётов: название фирмы, класс летательного аппарата (A — штурмовик, J — истребитель, S — разведчик; для многоцелевых самолётов — сочетание букв: AJ — истребитель-бомбардировщик, JA — истребитель, способный

поражать и наземные цели, и т. д.), типовой номер летательного аппарата, его модификация и именное название (например, СААБ-Скания J-35F «Дракон»).

В Канаде система обозначений военных летательных аппаратов имеет схему, близкую к принятой в США: национальная принадлежность (буква С; перед обозначением самолётов, закупаемых в США, обычно также ставят букву С), буквенный шифр класса (например, С — военно-транспортный, F — истребитель, Р — базовый патрульный, SR — поисково-спасательный, Т — учебно-тренировочный или учебно-боевой), очередной номер базовой модели, признак модификации, именное название (например, СС-115 — канадский военно-транспортный самолёт модели 115; Макдоннелл-Дуглас CF-18А — истребитель F-18А американского производства для ВВС Канады).

Летательные аппараты других стран имеют в основном фирменные обозначения. Для разработки и производства летательных аппаратов по международным программам часто образуются консорциумы, в которые входят фирмы разных стран. В **О. л. а.**, созданных в кооперации, указывается названия фирм-участниц или образованного ими консорциума (например, пассажирские самолёты Аэропассажьяль-Аэриталия АTR42 или Эрбас индастри А300, истребитель Панавиа «Торнадо», истребитель-бомбардировщик СЕПЕКАТ «Ягуар»). **О. л. а.**, выпускаемых по лицензии, обычно дополняются признаком страны-покупателя лицензии и названия новой фирмы-производителя (например, Макдоннелл-Дуглас-Мицубиси F-15J — истребитель фирмы «Макдоннелл-Дуглас» (США), выпускаемый по лицензии японской фирмой «Мицубиси»; буква J означает страну — Японию). В отдельных случаях указывается только новая фирма-изготовитель (Канадэр CF-5А — вариант истребителя Нортроп F-5А, выпускавшийся канадской фирмой). Обозначения экспортируемых военных летательных аппаратов иногда дополняются признаком страны-покупателя, например «Мираж» 5V — французский истребитель для Венесуэлы (V). В ряде случаев страна-покупатель полностью меняет исходное **О. л. а.**

**Образцов** Иван Филиппович (р. 1920) — советский учёный в области строительной механики и теории прочности летательных аппаратов, академик АН СССР (1974; член-корреспондент 1966). Участник Великой Отечественной войны. После окончания московский авиационный институт (1944) преподавал в нём (с 1957 профессор, в 1958—1972 ректор). С 1972 министр высшего и среднего специального образования РСФСР. Основные труды по теории и общим методам расчёта тонкостенных пространств, систем, в том числе оболочечных конструкций типа крыла или фюзеляжа из композиционных материалов; по методам расчёта оптимальных конструкций заданной надёжности и живучести при сложном спектре действующих внешних нагрузок и эксплуатационных режимов, по проблемам автоматизации экспериментальных исследований. Ленинская премия (1988), Государственная премия СССР (1976). Народный депутат СССР с 1989. Награждён 3 орденами Ленина, орденами Октябрьской Революции, Отечественной войны 1-й и 2-й степени, Трудового Красного Знамени, «Знак Почёта», медалями.

**Соч.:** Вариационные методы расчета тонкостенных авиационных пространственных конструкций, М., 1966.

**И. Ф. Образцов.**

**обратимости теорема** в аэродинамике — устанавливает интегральную связь между *скосами потока* и аэродинамическими нагрузками на тонком крыле при обтекании прямым ( $V_f$ ) и обращённым ( $V_r$ ) потоками:

{{формула}}

Здесь  $V_f$  — скорость прямого и  $V_r$  ( $V_r = -V_f$ ) — скорость обращённого потоков,  $\Pi$  — разность давлений на верхнем и нижнем поверхностях крыла (аэродинамическая нагрузка) при произвольно заданном распределении скоса  $\{\omega\}(x, z)$  (индекс  $f$  относится к прямому потоку,  $r$  — к обращённому), интегрирование при водится по поверхности крыла  $S$  (см. рис.). Справедлива при

обтекании крыла идеальной *несжимаемой жидкостью*, а также до- и сверхзвуковым потоком газа, когда уравнение для *потенциала скорости* является линейным в точной постановке задачи или приближённо. Доказывается применением функции Грина к этому линейному уравнению с учетом соответствующих граничных условий. Приведённая формулировка **О. т.** сохраняет силу и в случае нестационарного обтекания крыла при гармонических зависимостях функций от времени  $t$ , если входящие в неё величины трактовать как амплитуды этих зависимостей, например  $\{\omega\}(x, z, t) = \{\omega\}(x, z)\exp(i\{\omega\}t)$  ( $\{\omega\}$  — частота).

Из **О. т.** вытекает ряд следствий, которые упрощают расчёт действующих на крыло *аэродинамических сил и моментов*. Согласно одному из них, *подъёмная сила* крыла в прямом потоке имеет то же значение, что и в обращённом. При стационарном сверхзвуковом обтекании плоского крыла со стреловидной передней и прямой задней кромками это даёт возможность, переходя к обращённому обтеканию, вычислять коэффициент подъёмной силы крыла конечного размаха по *Аккерета формулам*, как и для пластины бесконечного размаха.

Другое следствие относится к расчёту аэродинамических сил и моментов крыла с деформирующейся поверхностью или отклоняемыми *органами управления*. Полагая  $\{\omega\}_r = 1$ , получим в левой части приведённого выше равенства подъёмную силу крыла. Если рассчитать распределение давления на жёстком крыле с таким постоянным значением скоса потока в обращённом потоке и воспользоваться **О. т.**, то можно исследовать влияние на подъёмную силу нестационарных деформаций поверхности крыла и отклонения органов управления, выбирая соответствующее распределение скоса  $\{\omega\}_r$  и вычисляя интеграл в правой части. Задавая линейные распределения  $\{\omega\}_r = x$  или  $\{\omega\}_r = z$ , придём к аналогичному результату для продольного момента или момента крена.

**О. т.** обобщается и на случай произвольного нестационарного обтекания тонкого крыла. Одно из её важных следствий при этом гласит, что импульс подъёмной силы (продольного момента, момента крена), сообщаемый крылу за всё время нестационарного обтекания, совпадает с импульсом, определённым по квазистационарной теории (если значение импульса конечно).

*Лит. см. при статье Нестационарное течение.*

*В. И. Голубкин.*

**обратная стреловидность** — один из способов реализации эффекта скользящего крыла (см. *Скольжения принцип*) для уменьшения *волнового сопротивления* при околозвуковых скоростях полёта. В отличие от обычного крыла прямой стреловидности (КПС) у крыла **О. с.** (КОС) носки концевых сечений располагаются впереди носка корневого сечения (*угол стреловидности* отрицателен).

Характерной особенностью дозвукового обтекания КОС является возникновение срыва потока в корневой части крыла при сравнительно небольших углах атаки и практически безотрывное обтекание концевых частей КОС, что обеспечивает сохранение эффективности *элеронов* (см. *Эффективность органов управления*) до больших углов атаки. Развитие срывного обтекания в корневой части КОС может быть ослаблено установкой горизонтального оперения перед крылом (*аэродинамическая схема «утка»*) или с помощью треугольного переднего *наплыва крыла*.

При сверхкритическом обтекании КОС (*Маха число* полёта больше критического  $M_*$ ) фронт скачка уплотнения, замыкающего местную сверхзвуковую зону в средней части крыла, располагается примерно вдоль линий равных процентов *хорд* крыла. Поэтому следует так профилировать КОС, чтобы замыкающий скачок располагался в задней части крыла, где линии равных процентов хорд имеют наибольшую стреловидность. Этого можно добиться применением для КОС *сверхкритических профилей*. В этом случае при заданном значении  $M_*$ , КОС может быть выполнено с меньшим по модулю углом стреловидности по передней кромке, чем КПС, что приводит к повышению несущих свойств и *аэродинамического качества* крыла. Для КОС

допустимы большие *сужения крыла*, чем для КПС. Применение КОС в схеме «утка» позволяет также получить более благоприятное распределение площадей поперечных сечений по длине летательного аппарата и тем самым уменьшить волновое сопротивление, обусловленное объёмом (см. *Площадей правило*). При взлёте и посадке концы КОС удаляются от земли при увеличении угла атаки, что повышает безопасность полёта. Рулевые поверхности КОС могут быть использованы в качестве так называемой безмоментной *механизации крыла* для создания приращений подъёмной силы без изменения продольного момента. Однако КОС более склонно к развитию *дивергенции* концов крыла. Применение в конструкции крыла композиционных материалов в сочетании со специальными конструктивно-силовыми схемами позволяет в значительной степени устранить этот недостаток КОС без существенного увеличения массы крыла.

В 1944 в Германии был построен опытный бомбардировщик с КОС Ju-287. В СССР в 1947—1948 проводились лётные исследования на имевшем пороховой ускоритель экспериментальном планёре ЛЛ-2 с КОС. В 1984 в США был создан экспериментальный самолёт с КОС Грумман X-29А (см. рис. в статье «Грумман»).

*Л. Е. Васильев.*

**«обратная чайка»** — схема крыла, при которой корневые его части имеют отрицательное поперечное  $V$  крыла, а концевые — положительное или горизонтальны (см. рис.).

Крыло похоже на перевернутое крыло летящей чайки (отсюда название). Применение такого крыла на низкоплане позволяет уменьшить высоту стоек шасси (устанавливаются обычно в местах стыковки корневых и концевых частей крыла) при заданной высоте расположения фюзеляжа над землёй на стоянке, при разбеге или пробеге, определяемой, например, диаметром винта или требованиями доступа к люкам и узлам подвески грузов.

**Крыло схемы «Обратная чайка».**

**обслуживание воздушного движения** — система согласованных действий по обеспечению полётов летательных аппаратов, имеющая целью предотвращение столкновений между ними (а при движении по площади маневрирования аэродрома, кроме того, — с препятствиями на этой площади), поддержание порядка и ускорение движения в потоке летательного аппарата, обеспечение экипажей информацией, необходимой для выполнения полёта, а также извещение органов поисково-спасательного обеспечения о летательных аппаратах, терпящих бедствие. В документах Международной организации гражданской авиации (ИКАО) **О. в. д.** определяется как общий термин, используемый для обозначения относящихся к нему видов обслуживания: полётно-информационного, консультативного, диспетчерского (в том числе районного, обслуживания подхода, аэродромного), аварийного оповещения.

**Полётно-информационное обслуживание** заключается в предоставлении экипажам всех летательных аппаратов консультаций и информации, необходимых для безопасного и эффективного выполнения полётов, в том числе информации о метеоусловиях (фактических и прогнозируемых), работе радиотехнических средств, состоянии аэродромов в районе полётов и др. В неконтролируемом воздушном пространстве **О. в. д.** ограничивается полётно-информационным обслуживанием и аварийным оповещением.

**Консультативным обслуживанием** обеспечиваются летательные аппараты, выполняющие полёты по *правилам полётов* по приборам в воздушном пространстве, специально установленном для такого обслуживания. Пилоты (командиры летательных аппаратов) получают информацию о воздушной обстановке и рекомендации (советы) относительно их действий для предупреждения столкновений с другими летательными аппаратами, выполняющими полёты в том же пространстве.

При **диспетчерском обслуживании** осуществляются контроль и управление воздушным движением

с целью предотвращения столкновений между летательными аппаратами в контролируемом воздушном пространстве, а также летательного пространства с препятствиями на аэродроме. Органы *диспетчерского обслуживания* одновременно осуществляют полётно-информационное обслуживание и аварийное оповещение в отношении летательных аппаратов, находящихся под их контролем.

**Аварийное оповещение** предназначено для уведомления органов поисково-спасательной службы о летательных аппаратах, которые нуждаются в поиске и спасении или в отношении которых совершён акт незаконного вмешательства (см. *Поиск и спасание воздушных судов*).

Обслуживание всех полётов летательных аппаратов во всём воздушном пространстве нашей страны обеспечивается в виде *управления воздушным движением*.

*А. И. Котов, А. М. Пашестюк.*

**обтекатель** — вспомогательная конструкция летательного аппарата с плавными обводами, устанавливаемая поверх выступающих в воздушный поток агрегатов или деталей летательного аппарата для уменьшения аэродинамического сопротивления и исключения возможного срыва потока. Форму и габариты **О.** определяют размеры закрываемого агрегата и скоростные характеристики летательного аппарата. Окончательные обводы и переходы к основной конструкции отрабатываются продувками **О.** в аэродинамической трубе. Главные условия эффективности **О.** — его жёсткость и высокое качество поверхности. Получают распространение конструкции **О.** из трёхслойного материала с сотовым наполнителем, которые приходят на смену традиционным **О.** из листового алюминия с подкрепляющими *стрингерами*, *шпангоутами* и диафрагмами. В местах сочленения основных агрегатов аналогичные задачи по уменьшению аэродинамического сопротивления выполняют зализы. Антенные **О.** изготавливаются из *радиопрозрачных материалов*. См. также статью *Гаргрот*.

**обшивка** — оболочка, образующая внешнюю поверхность летательного аппарата. В современных летательных аппаратах используется жёсткая «работающая» **О.**, воспринимающая одновременно внешние аэродинамические нагрузки, нагрузки в виде изгибающих и крутящих моментов, а также перерезывающих сил, действующих на каркас летательного аппарата (рис. 1). Распространённая ранее «мягкая» несилловая **О.** из ткани или фанеры используется редко (в основном в конструкциях лёгких спортивных или тренировочных самолётов и планеров, имеющих малую скорость полёта).

**О. крыла и оперения** в зависимости от выбранного типа конструкции может быть тонкой, подкреплённой стрингерным набором, или толстой, выполненной из монолитной прессованной либо фрезерованной панели (рис. 2), или трёхслойной (рис. 3). Во всех случаях **О.** должна быть жёсткой и сохранять заданную форму. Преждевременное образование складок и волн на **О.** ведёт к значительному увеличению аэродинамического сопротивления в полёте. Под действием изгибающего момента верхняя **О.** крыла нагружена регулярно повторяющимися сжимающими усилиями, а нижняя — растягивающими. В связи с этим для верхних «сжатых» **О.** (панелей) используются высокопрочные материалы, хорошо работающие на сжатие, а для нижних «растянутых» панелей — материалы, имеющие высокие усталостные характеристики. Для сверхзвуковых летательных аппаратов материал **О.** (панелей) выбирается с учётом *аэродинамического нагрева* в полёте. В местах нагрева устанавливается **О.** из теплостойких алюминиевых материалов, титана или стали, а в остальных частях — из обычных алюминиевых сплавов.

Для повышения живучести конструкции ширина листов **О.** в сечении крыла выбирается из условия допустимого разрушения одного из листов без потери общей прочности крыла. В высокоресурсных конструкциях по длине крыла стремятся максимально сократить число стыков, имеющих значительно меньший ресурс в сравнении с основным полотном **О.** Масса **О.** крыла составляет около 25—50% его общей массы, поэтому с целью улучшения весовых характеристик производится механическое или химическое профилирование листов и панелей по

толщине в допустимых прочностью пределах.

Толщина  $O$ . фюзеляжа выбирается в зависимости от действующей нагрузки. При этом учитывается, что верхняя зона  $O$ . воспринимает растягивающие усилия всей площадью  $O$ . и стрингеров, а нижняя зона — сжимающие нагрузки только частью  $O$ ., присоединённой к стрингерам, длиной  $l = 30\{\delta\}$  (где  $\{\delta\}$  — толщина  $O$ .). В герметичном фюзеляже (см. *Гермокабина*) толщина  $O$ . выбирается с учётом внутреннего избыточного давления. Для обеспечения необходимого ресурса гермокабины используются алюминиевые листы, пресованные и фрезерованные панели повышенной чистоты из высокоресурсного сплава. Для повышения живучести конструкции фюзеляжа на  $O$ . высокоресурсных гермокабин часто применяются ленты-стопперы, являющиеся остановителями трещин (рис. 4). Ленты устанавливаются по всему периметру фюзеляжа (под шпангоутами или между ними).

*В. К. Рахилин.*

Рис. 1. Нагрузки, действующие на обшивку крыла самолёта:  $M_{изг}$  — изгибающий момент;  $M_{кр}$  — крутящий момент;  $Q$  — перерезывающая сила;  $\{\sigma\}$  — нормальные напряжения;  $\{\tau\}_{Q1}$ ,  $\{\tau\}_{Q2}$  — напряжения сдвига;  $\{\tau\}_{Mкр}$  — напряжения от крутящего момента.

Рис. 2. Монолитная фрезерованная панель.

Рис. 3. Трёхслойная обшивка: 1 — верхняя обшивка; 2 — наполнитель; 3 — нижняя обшивка;  $a$  — сотовый наполнитель;  $b$  — пористый наполнитель;  $c$  — гофрированный наполнитель.

Рис. 4. Крепление шпангоутов, стрингеров и обшивки фюзеляжа: 1 — шпангоут; 2 — обшивка; 3 — стрингер; 4 — титановая лента-стоппер.

**общество друзей воздушного флота** (ОДВФ) — первая в СССР массовая добровольная общественная организация по содействию развитию Воздушного флота. Основано в марте 1923 в Москве. В Совет ОДВФ вошли видные государственные деятели, учёные: В. А. Антонов-Овсеенко, Ф. Э. Дзержинский, Л. Б. Красин, А. В. Луначарский, М. В. Фрунзе, С. А. Чаплыгин и другие. В Совете работали агитационно-пропагандистская, техническая, научно-теоретическая, промышленно-хозяйственная, спортивная и финансовая секции. В РСФСР, на Украине, в Белоруссии и Закавказье были организованы республиканские общества. К концу 1923 ОДВФ насчитывало 580 тысяч членов. В ноябре 1923 вышел первый номер печатного органа ОДВФ — журнала «Самолёт», был проведён первый слёт планеристов в Крыму. В мае 1925 произошло слияние ОДВФ и Общества друзей химической обороны (Доброхима) в Общество друзей авиационной и химической обороны и промышленности (*Авиахим*). К моменту слияния этих обществ ОДВФ насчитывало 2 миллиона членов, было собрано свыше 4,5 миллиона рублей золотом, построено свыше 120 военных и гражданских самолётов, десятки аэродромов и посадочных площадок, оказана финансовая поддержка самолёто- и моторостроительным заводам, авиашколам, Центральному аэрогидродинамическому институту, Академии воздушного флота имени профессора Н. Е. Жуковского, проведена большая просветительская и пропагандистская работа.

**общество инженеров автомобильной промышленности, промышленности летательных аппаратов и транспорта** (Society of Automotive Engineers, SAE). Создано в 1905, находится в Уоррендейле (штат Пенсильвания, США). Основные задачи: разработка и уточнение стандартов на детали и элементы конструкции, материалы, методы испытаний и т. д. Работу общества возглавляет президент и совет директоров. Совет руководит работой около 500 технических комиссий. Работы по стандартизации в области авиационной, ракетной и космической техники возглавляются комиссиями в пяти отделениях Совета по авиации, ракетной технике и космонавтике (общих проблем разработки проектов, оборудования, силовых установок, материалов, измерит, техники). Этот Совет координирует работы по стандартизации в США и представляет интересы США в международном масштабе. Общество ежегодно проводит конференции и международные

симпозиумы, материалы которых публикуются в сборнике «SAE Preprints». Издаёт стандарты и нормативы, научно-технический журнал «Automotive Engineering».

**общество по авиации и космонавтике ФРГ** (Deutsche Gesellschaft für Luft und Raumfahrt, DGLR). Основано в 1967, находится в Кёльне. Занимается организацией ежегодных конференций по проблемам авиации и космонавтики. Издает журнал «DGLR Mitteilungen» (выходит ежеквартально).

**общий шаг** — компонент угла установки лопастей *несущего винта* или *рулевого винта* вертолѐта, не зависящий от азимутального положения лопастей (при фиксированном управлении). Изменение **О. ш.** используется для управления *тягой винта*, на вертолѐтах соосной схемы и с перекрещивающимися винтами дифференциальное изменение **О. ш.** винтов применяется также для путевого управления, а на вертолѐтах поперечной схемы — для поперечного. **О. ш.** летчик изменяет с помощью рычага «шаг — газ», перемещение которого вызывает поступательное движение тарелки *автомата перекоса* вдоль оси приводного вала винта при одновременном изменении мощности силовой установки.

**объемная сила** — см. в статье *Массовые силы*.

**огни аэронавигационные летательного аппарата** — бортовое свето-сигнальное устройство для обозначения совместно с *маяком световым* траектории полета летательного аппарата в воздухе с целью предотвращения опасного сближения с другими летательными аппаратами. Состоят из красного, зелёного и белого огней. Красный огонь устанавливается в левой законцовке крыла, зелёный — в правой, белый — задней части хвостового оперения. Зона излучения в горизонтальной плоскости левого и правого огней  $110\{\{\circ\}\}$ , заднего —  $140\{\{\circ\}\}$ . В вертикальной плоскости все огни излучают в  $\{\{\pm\}\}90\{\{\circ\}\}$ . Сила света левого и правого огней 250 кд, заднего — 70 кд. Дальность обнаружения до 20 км.

**одесский аэроклуб** — основан 11(24) марта 1908 как научно-спортивное общество для содействия развитию отечественной авиации и воздухоплавания. Руководящим органом **О. а.** был комитет. С октября 1909 при **О. а.** работала научно-техническая комиссия. 8(21) марта 1910 **О. а.** организовал в Одессе первые в России показательные полѐты русского лѐтчика *М. И. Ефимова*. Через неделю после него в воздух поднялся *С. И. Уточкин*. Затем проводились полѐты И. М. Заикина, И. И. Костина, В. И. Хиони и других первых русских авиаторов. **О. а.** участвовал в созыве и проведении Всероссийских воздухоплавательных съездов, организовал и провѐл в 1910 в Одессе Южный воздухоплавательный съезд. В том же году аэроклуб организовал воздухоплавательный отдел на Одесской промышленной выставке. С июля 1910 при **О. а.** работала авиационная школа пилотов с военными и гражданскими классами. Руководил ею лѐтчик и конструктор Хиони. Во время Первой мировой войны школа была передана военному ведомству. В 1917 **О. а.** прекратил существование.

**Одинцов** Михаил Петрович (р. 1921) — советский лѐтчик, генерал-полковник авиации (1976), заслуженный военный лѐтчик СССР (1967), дважды Герой Советского Союза (1944, 1945). В Советской Армии с 1938. Окончил Энгельсское военное училище лѐтчиков (1940), Военно-политическую академию (1952), Военную академию Генштаба Вооруженных Сил СССР (1959). Участник Великой Отечественной войны. В ходе войны был командиром звена бомбардировочного авиаполка, командиром эскадрильи, штурманом штурмового авиаполка. Совершил 215 боевых вылетов. После войны командовал авиаполком, авиадивизией, ВВС военного округа. С 1976 генерал-инспектор ВВС. Награждѐн 2 орденами Ленина, орденом Октябрьской Революции, 5 орденами Красного Знамени, орденом Александра Невского, 2 орденами Отечественной войны 1-й степени, орденами Отечественной войны 2-й степени, Красной Звезды, «За службу Родине в Вооруженных Силах СССР» 3-й степени, медалями, а также иностранными орденами. Бронзовый бюст в Екатеринбурге. Портрет см. на стр. 389.

Соч.: Тогда, в 42-м ..., М., 1977; Преодоление, М., 1982; Испытание огнем, 2 изд., М., 1983.

Лит.: Мельников И., Небо — на всю жизнь, в кн.: Высокое звание, 2 изд., Пермь, 1978.

М. П. Одинцов.

**окалиностойкие материалы** — то же, что *жаростойкие сплавы*.

**окислитель** — компонент топлива, окисляющий горючее при сгорании в камере *ракетного двигателя*. **О.** должен реагировать с горючими элементами с выделением максимального количества теплоты. В жидких ракетных топливах в качестве **О.** используют жидкий кислород, азотнокислые соединения, пероксид водорода, В качестве перспективных **О.** исследуются жидкий фтор и его соединения. В твёрдых ракетных топливах в качестве **О.** применяются неорганические нитраты, органические нитросоединения и эфиры азотной кислоты, перхлораты металлов и неметаллов (аммония и других). **О.** горючего в воздушно-реактивном двигателе служит атмосферный воздух.

**окклюзия** (от средневекового латинского *occlusio* — запираение, скрывание) — смыкание *атмосферных фронтов в циклоне*. Холодный фронт движется заметно быстрее, чем тёплый. Оба фронта соприкасаются у земной поверхности, образуя фронт **О.** В результате **О.** тёплый воздух вытесняется в верхнюю тропосферу, возрастает вертикальная мощность циклона, уменьшается скорость его перемещения, ликвидируются температурные контрасты в системе циклона. Это приводит к заполнению циклона холодным воздухом и его затуханию. С фронтом **О.** нередко связаны мощная облачность, плохая видимость, туманы и другие опасные для полётов летательных аппаратов явления *погоды*.

**околовзвучная скорость**, **транзвучная скорость**, — скорость  $V$  газа, близкая к местной *скорости звука*  $a$ :  $|V-a| < a$  ( $|M-1| < 1$ ,  $M$  — *Маха число*). 2) **О. с.** полёта — *скорость* летательного аппарата, близкая к скорости звука в невозмущенном потоке. Полёт с **О. с.** сопровождается, даже при  $M \ll 1$ , образованием на поверхности летательного аппарата местных сверхзвуковых зон со скачками уплотнения, резким изменением аэродинамических характеристик (см. *Транзвучное течение*, *Волновой кризис*).

**околовзвучное течение** — то же, что *транзвучное течение*.

**Окулов** Василий Андреевич (1899—1974) — организатор авиационной промышленности, генерал-лейтенант инженерно-технической службы (1944). В Советской Армии с 1918. Участник Гражданской войны. Окончил Военно-воздушную академию РККА имени профессора Н. Е. Жуковского (1934; ныне Военно-воздушная инженерная академия имени профессора Н. Е. Жуковского). Военный представитель на авиационных заводах (1934—1938), директор крупных авиационных заводов в Москве и Казани, где выпускались самолёты СБ, Пе-8, Пе-2, Ту-2, Ту-4 (1938—1949), начальник филиала Центрального института авиационного моторостроения (1949—1951), заместитель начальника Центрального аэрогидродинамического института по производству (1951—1974). При непосредственном участии **О.** были решены сложные задачи строительства новой экспериментальной и производственной базы Центрального аэрогидродинамического института, её модернизации, что обеспечило проведение научных и экспериментальных исследований новых образцов авиационной техники. Награждён 4 орденами Ленина, орденом Октябрьской Революции, 2 орденами Красного Знамени, орденом Кутузова 1-й степени, 2 орденами Трудового Красного Знамени, Красной Звезды, медалями.

В. А. Окулов.

**«Олимпик Эруэйс»** (Olympic Airways) — авиакомпания Греции. Осуществляет перевозки внутри страны и в страны Европы, Азии, Африки, Ближнего и Среднего Востока, а также в США, Японию, Канаду и Австралию. Основана в 1957 после слияния ранее существовавших мелких авиакомпаний. В 1989 перевезла 6,7 миллионов пассажиров, *пассажирооборот* 8,01 миллиардов пассажиро-км. Авиационный парк — 55 самолётов.

**«Олл Ниппон Эрэйс»** (ANA, All Nippon Airways) — авиакомпания Японии. Осуществляет перевозки внутри страны, а также в США, Канаду, Австралию, страны Западной Европы и Азии. Основана в 1952 под названием «Джапан геликоптер энд эрплайн», современное название с 1985. В 1989 перевезла 29,7 миллионов пассажиров, *пассажирооборот* 28,68 миллиардов пассажиро-км. Авиационный парк — 105 самолётов.

**ометаемая площадь несущего винта** — площадь поверхности, описываемой лопастями несущего винта при их вращении (при нулевых углах взмаха и качания лопасти). **О. п.** вычисляется как площадь круга с радиусом, равным радиусу несущего винта. Эта характеристика является определяющей в аэродинамических расчётах вертолётов (подобно площади несущей поверхности других летательных аппаратов).

**омское моторостроительное производственное объединение имени П. И. Баранова** — берёт начало от завода в г. Александровске (ныне Запорожье), основано в 1916 акционерным обществом «Дека» (Дюфлон и Константинович) и выпускавшего авиационные поршневые двигатели иностранных моделей. Был воссоздан в 1920 (Государственный авиационный завод №9; с 1922 — «Большевик», с 1927 — завод №29, с 1933 — имени *П. И. Баранова*), в августе — сентябре 1941 перебазирован в Омск. В 20—30-е гг. завод строил авиационные поршневые двигатели М-6, М-11, М-22, М-85, М-86, М-87, М-88. В Омске в годы Великой Отечественной войны завод №29 имени П. И. Баранова выпустил 17726 поршневых двигателей М-88 и АШ-82ФН. Производство поршневых двигателей и газотурбинных двигателей для самолётов и вертолётов продолжалось и в последующий период (АШ-21, АШ-82ФН, АШ-82Т, АШ-82В, ГТД-3Ф, вспомогательная силовая установка ВСУ-10 для пассажирского самолёта Ил-86 и др.). В разные годы на заводе работали *А. С. Назаров, В. Я. Климов, С. К. Туманский, Е. В. Урмин, А. Г. Ивченко, В. А. Глушенков*. Предприятие награждено орденами Ленина (1945), Октябрьской Революции (1971), Трудового Красного Знамени (1944). В 1979 на основе завода образовано производственное объединение.

**омское производственное объединение «Полет»** — берёт начало от завода №166, образованного в июле 1941 в Омске в результате слияния эвакуированных сюда заводов №156 из Москвы и №81 из г. Тушино Московской области. В ноябре—декабре 1941 в его состав вошла часть коллектива завода №288 из г. Кимры Калининской области. В 1941—1942 завод №166 выпустил первую партию бомбардировщиков Ту-2 (79 экземпляров), а затем был переключён на производство истребителей Як-9 (их было построено 3405 экземпляров в 1942—1945). В годы Великой Отечественной войны на заводе работали *А. И. Туполев, С. П. Королёв, В. М. Мясищев, Д. Л. Томашевич*. После войны завод снова строил Ту-2, затем производил реактивные бомбардировщики Ил-28 и пассажирские самолёты Ту-104, поставлял крылья для самолётов Як-14. Предприятие награждено орденами Ленина (1961), Октябрьской Революции (1970), Трудового Красного Знамени (1945).

**Опадчий** Фёдор Фёдорович (р. 1907) — советский лётчик-испытатель, полковник, заслуженный лётчик-испытатель СССР (1959), Герой Советского Союза (1957). Окончил Гатчинскую школу пилотов (1931). Участник советско-финляндской и Великой Отечественной войн. Работал лётчиком-испытателем в НИИ ВВС (1935—1941), в ОКБ А. А. Архангельского, А. И. Туполева, В. М. Петлякова, В. М. Мясищева (1942—1961). Проводил заводские испытания опытных поршневых и реактивных бомбардировщиков Ту-2, Ту-14, Ту-16, Ту-70, Ту-85, ДВБ-102, М-4, ЗМ (в том числе пикирование), провёл государственные испытания бомбардировщика Пе-2 (и его модификаций). Испытывал скафандры и другое авиационное снаряжение лётчиков. Ленинская премия (1957). Награждён 2 орденами Ленина, 5 орденами Красного Знамени, 2 орденами Отечественной войны 1-й степени, 2 орденами Красной Звезды, медалями.

**Ф. Ф. Опадчий.**

**опасная зона** — воздушное пространство определенных размеров, в пределах которого существует опасность для полёта летательного аппарата (например, в связи с военными манёврами, пуском метеорологических ракет и др.). Устанавливается государствами, как правило, в воздушном

пространстве над открытым морем. Координаты **О. з.** и период времени, на который она устанавливается, государство, обслуживающее воздушное движение в данном районе, своевременно доводит до всеобщего сведения. Полёты летательных аппаратов в **О. з.** не запрещаются. Решение вопроса о производстве полёта оставлено на усмотрение командира летательного аппарата.

**оперение** — аэродинамические поверхности летательного аппарата, обеспечивающие его *устойчивость и управляемость*. **О.** самолёта обычно состоит из *горизонтального оперения* (ГО) и *вертикального оперения* (ВО), располагаемых чаще всего на хвостовой части фюзеляжа (см. *Аэродинамическая схема*). **О.**, у которого ГО установлено сверху киля, называется Т-образным. У летательного аппарата схемы «утка» ГО (*дестабилизатор*) устанавливают перед крылом. **О.** самолётов схемы «бесхвостка» состоит только из ВО. Известны компоновки самолётов и планеров с V-образным **О.**, аэродинамические поверхности которого устанавливаются под углом  $45\text{—}60\{\{\circ\}\}$  к плоскости симметрии летательного аппарата; такое **О.** одновременно выполняет функции и ГО и ВО. Эффективность **О.** определяется его аэродинамической компоновкой, относительной площадью (по отношению к площади крыла) и относительным *плечом оперения*. Поверхности хвостовых **О.** располагают так, чтобы они не попадали в зону действия реактивной струи двигателей, однако ГО с целью повышения его эффективности иногда специально устанавливают в зону струй от воздушных винтов. Размеры **О.** выбираются из условия обеспечения требуемых характеристик устойчивости и управляемости, а также из условия обеспечения высокой безопасности полёта (парирование больших возмущений, уход с критических режимов и т. п.). Использование автоматических устройств в системах управления летательных аппаратов позволяет в некоторых случаях уменьшить требуемые размеры **О.**

**Оппман** Евгений Максимилианович (1883—1938) — советский воздухоплаватель. В 1904, после окончания сапёрного военного училища, участвовал в русско-японской войне. В 1910 окончил Петербургскую Офицерскую Воздухоплавательную школу. В 1910—1916 летал на русских военных дирижаблях («Кондор», «Зодиак»), участвовавших в боевых операциях в 1914—1916. В 1918 добровольно вступил в ряды Красного воздушного флота. Был помощником начальника Воздушного флота Московского военного округа. Формировал воздухоплавательные отряды для Красной Армии. В 20—30-х гг. участвовал в организации полётов дирижаблей «Московский химик-резинщик» и «Комсомольская правда». С 1930 командир дирижабля «Комсомольская правда», обучал будущих командиров и пилотов советских дирижаблей. В 1932 назначен командиром дирижабля «СССР В-2». Совершил на нём ряд перелётов между Москвой и Ленинградом, полёт над Балтийским морем, круговой перелёт Ленинград — Москва — Казань — Ленинград. В 1935—1938 командир дирижаблей В-1 и В-10. Погиб при катастрофе дирижабля В-10.

Е. М. Оппман.

**оптимальное управление летательным аппаратом** — раздел динамики полёта, посвящённый развитию и использованию методов оптимизации для определения законов управления движением летательного аппарата и его траекторий, обеспечивающих максимум или минимум выбранного критерия качества для различных задач. К таким задачам относятся, например, набор высоты или снижение за минимальное время или с минимальным расходом топлива при различных вариантах начальных и конечных (краевых) условий, полёт на максимальную дальность, оптимальные по времени развороты. При анализе движения летательного аппарата различают квазиустановившийся и неустановившийся полёты. В первом случае инерционные члены (содержащие производные по времени) в *уравнениях движения* центра масс летательного аппарата в силу их малости не учитываются, и соответствующие дифференциальные уравнения переходят в алгебраические условия квазиустановившегося полёта, во втором случае уравнения движения остаются дифференциальными.

Для **квазиустановившегося** полёта с помощью исследования экстремумов функций многих

переменных определяется локально **О. у.** или программа полёта (с целью минимизации километрового расхода топлива в горизонтальном полёте на постоянной высоте и при постоянной скорости, минимизации скорости снижения при планировании и т. п.), которые затем можно использовать при интегрировании уравнений движения для получения интегральных лётных характеристик. Для построения оптимальных программ набора высоты и снижения широкое применение получил **энергетический метод**. В этом методе в качестве независимой переменной используется *удельная энергия* летательного аппарата, что упрощает постановку и численное решение задач оптимального перехода от одного уровня энергии к другому по критериям минимума времени, расхода топлива и т. п. При использовании энергетического метода обычно предполагается, что проекция инерционных сил на нормаль к траектории мала. Решения, получаемые на основе энергетического метода, задают фиксированную программу полёта в плоскости скорость — высота, при помощи которой, однако, нельзя удовлетворить произвольным краевым условиям. Предложенный американским учёным А. Миеле (Миле; A. Miele) метод, основанный на использовании преобразования криволинейного интеграла вдоль траектории в интеграл по площади (формула Грина), позволяет в рамках допущений энергетического метода построить для двумерных задач оптимальные законы управления движением летательного аппарата при перелётах из заданных начальных в заданные конечные условия полёта.

Для решения задач **О. у.** в **неустановившемся** полёте широко используется принцип максимума и различные прямые методы. Трудность применения принципа максимума, задающего необходимые условия оптимальности, связана с решением двухточечной краевой задачи для дифференциальных уравнений движения и уравнений в сопряженных переменных. При использовании прямых методов обычно достаточно просто достигается удовлетворение краевых условий, однако в итерационной процедуре могут возникнуть трудности обеспечения сходимости к искомому решению.

Практическая реализация **О. у.**, приводящего к повышению топливной и экономической эффективности летательного аппарата, становится возможной при использовании бортовых цифровых вычислительных машин.

*Лит.:* Миеле А., Механика полета, пер. с англ., т. 1, М., 1965; Брайсон А., Хо Ю-Ши, Прикладная теория оптимального управления, М., 1972; Механика оптимального пространственного движения летательных аппаратов в атмосфере, М., 1972; Математическая теория оптимальных процессов, 4 изд., М., 1983.

*И. О. Мельц.*

**оптические методы исследования течений** — методы исследования течений в *аэродинамическом эксперименте* с помощью оптических приборов и установок. **О. м. и. т.** обеспечивают визуализацию неоднородных потоков газа (см. *Визуализация течений*), качественный анализ состояния и структуры потока, бесконтактное и безынерционное измерение одновременно в пределах всего визуализируемого участка течения плотности  $\{\{\rho\}\}$ .

Наибольшее распространение получили прямотеневой, теневой и интерференционный методы исследования. Для изучения газовых потоков *прямотеневой метод исследования* впервые применил чешский учёный В. Дворжак в 1880, *теневой метод исследования* — немецкий учёный А. Тёплер в 1867, *интерференционный метод исследования* независимо друг от друга предложили и использовали немецкие учёные Л. Цендер в 1891 и Л. Мах в 1892. В основе всех методов лежит принцип просвечивания пучком световых лучей 2 (рис. 1) от внешнего источника 1 исследуемой области потока 3. При отсутствии возмущений в области 3 отдельный световой луч 4 пучка проходит по заданному направлению под углом  $\{\{\alpha\}\}$  к оси (на рис.  $\{\{\alpha\}\} = 0$ ), достигает экрана (фотоплёнки) 5 в точке А со значением фазы  $\{\{\varphi\}\}$  световой волны. При наличии локальных изменений показателя преломления  $n$  среды в области 3 на пути луча 4 он изменяет своё направление на 4', выходит из области 3 под углом  $\{\{\alpha\}\}_1$  и достигает экрана в точке А<sub>1</sub>, со

значением фазы  $\{\{\varphi\}\}_1$ , что приводит к изменению местной освещённости экрана (значений амплитуды рабочей световой волны). При этом характерными величинами, регистрируемыми прямотеневым, теневым интерференционными методами, являются смещения лучей  $\{\{\Delta\}\}A = A_1 - A$ , отклонения  $\{\{\Delta\alpha\}\} = \{\{\alpha\}\}_1 - \{\{\alpha\}\}$ , изменения фазы волн  $\{\{\Delta\varphi\}\} = \{\{\varphi\}\}_1 - \{\{\varphi\}\}$ . Характер перераспределения освещённости экрана во всех случаях обеспечивает надёжный качественный анализ картины течения (рис. 2). Для определения плотности среды применяют интерференционный и теневой методы: по зафиксированным на изображениях изменениям освещённости находят  $\{\{\Delta\varphi\}\}$  и  $\{\{\Delta\alpha\}\}$ ; полученные значения используют для определения местных значений показателя преломления  $n$  среды; в заданных точках потока рассчитывают плотность  $\{\{\rho\}\}$  по формуле  $n-1 = k\{\{\rho\}\}$  где  $k$  — так называемый коэффициент Гладстона — Дейла. Для изоэнтропических течений по газодинамическим уравнениям с использованием найденных значений  $\{\{\rho\}\}$  могут быть рассчитаны давление, температура, скорость и *Маха число*. **О. м. и. т.** наиболее эффективно применяют в аэродинамических трубах с транс- и сверхзвуковыми потоками, так как в этих случаях становится заметной сжимаемость и возникают местные изменения плотности и показателя преломления среды. **О. м. и. т.** можно применять также в *аэродинамических трубах* с до- и гиперзвуковыми потоками при некоторой доработке методики и приборов. С 1960—1970-х гг. для этой цели используют лазеры и голографию. См. также *Спектральные методы исследования*.

*Лит.:* Васильев Л. А., Теневые методы, М., 1968; Голографическая интерферометрия фазовых объектов, Л., 1979.

В. А. Яковлев.

Рис. 1.

Рис. 2. Прямотеневое (а), теневое (б) и интерференционное (в) изображения шара, обтекаемого сверхзвуковым потоком.

**опытно-конструкторское бюро моторостроения** (ОКБМ) — образовано в 1960 на базе серийно-конструкторского отдела авиадвигательного завода №154 (ныне *Воронежский механический завод*). В 1963 было преобразовано в филиал ОКБ А. Г. Ивченко, с 1966 снова стало самостоятельным предприятием. В 1960—1967 был создан ряд модификаций авиационного поршневого двигателя АИ-14 (АИ-14ВФ, АИ-14РФ, АИ-14ЧР соответственно мощностью 206, 221, 257 кВт), а после того как ОКБ Ивченко полностью переключилось на разработки газотурбинных двигателей, ОКБМ проводило работы по дальнейшему развитию этого двигателя в варианте М-14 (см. таблицу).

Был также разработан главный редуктор Р-26 для вертолёта Ка-26. Во второй половине 70-х гг. были созданы опытные образцы авиационных роторно-поршневых двигателей мощностью 294 кВт. Проводились исследования и разработки по авиационным поршневым двигателям воздушного охлаждения нового поколения в широком диапазоне мощности от 29,4 до 331 кВт для сверхлёгких летательных аппаратов, мотодельтапланов, а также для спортивно-акробатических, учебно-тренировочных и других легких самолётов. В 1960—1973 главным конструктором ОКБМ был И. М. Веденеев, с 1973 — А. Г. Баканов.

Таблица — Поршневые авиационные двигатели ОКБМ.

Марка двигателя	Взлётная мощность, кВт	Год серийного производства	Применение двигателя (самолёты и вертолёты)
М-14В26	239	1967	Ка-26
М-14Б	221	1970	АН-14

М-14	221	1972	Як-18ПМ, Як-18ПС, Як-18Т
М-14П	265	1974	Як-52, Як-18Т, Як-55, Як-53
М-14ПФ	294	-	Спортивно-акробатические самолеты

**опытно-конструкторское бюро №23.** Основано в 1951 в Москве. В ОКБ-23 в 1951—1960 под руководством *В. М. Мясничева* были созданы стратегические бомбардировщики М-4 (известен также под названием 103М), 3М (201М), М-50, М-52 и разработаны проекты ряда других летательных аппаратов. Подробнее об указанных самолётах см. в статье *М.* После перехода на ракетно-космическую тематику предприятие, получившее впоследствии название КБ «Салют», создало ракету-носитель «Протон», транспортные корабли снабжения (ТКС), орбитальные станции «Салют», «Мир», специализированные модули «Квант», «Квант-2», «Кристалл» и другие объекты. Предприятие награждено орденами Ленина (1957), Октябрьской Революции (1963), Трудового Красного Знамени

**опытный летательный аппарат** — предназначается для проведения *лётных испытаний* с целью проверки соответствия летательного аппарата техническим требованиям, *Нормам лётной годности*, а также *сертификации*. По результатам испытаний проводится доработка летательного аппарата и может быть принято решение о его серийном производстве. Изготавливается опытный летательный аппарата в нескольких (обычно до 5, иногда 10—15) экземплярах. За рубежом опытный летательный аппарат обычно называют **прототипом**.

**Орбели** Леон (Левон) Абгарович (1882—1958) — советский физиолог, академик АН СССР (1935; член-корреспондент 1932) и других академий, заслуженный деятель науки РСФСР (1934), генерал-полковник медицинской службы (1944), Герой Социалистического Труда (1945). Окончил Военно-медицинскую академию (1904). В 1907—1920 — в Институте экспериментальной медицины. Ближайший ученик и сотрудник *И. П. Павлова*. В 1918—1957 руководил физиологической лабораторией, кафедрой физиологии, институтами. В 1939—1948 академик-секретарь отделения биологических наук, в 1942—1946 вице-президент АН СССР. Участвовал в изучении ряда проблем авиационной физиологии и медицины. Премия имени *И. П. Павлова* АН СССР (1937), Золотая медаль имени *И. И. Мечникова* АН СССР (1946). Член Парижского биологического общества (1930), Германской академии естествоиспытателей «Леопольдина» (1931) и других зарубежных АН и обществ. Государственная премия СССР (1941). Награждён 4 орденами Ленина, 2 орденами Красного Знамени, орденами Трудового Красного Знамени, Красной Звезды, медалями. В посёлке Цахкадзор (Армения) открыт музей братьев *Л. А.* и *И. А. Орбели*.

*Лит.:* [Лейбсон Л. Г.](#), *Л. А. Орбели*, Л., 1973.

**Л. А. Орбели.**

**органы управления аэродинамические** — специальные аэродинамические поверхности, служащие для обеспечения полёта летательного аппарата на заданных режимах и манёвра (изменения режима полёта). Управление осуществляется изменением *аэродинамических сил и моментов* при отклонении **О. у.** Органы управления самолёта (планёра) подразделяются на органы продольного управления, создающие момент  $M_z$  относительно оси *OZ*, органы поперечного управления, создающие момент  $M_x$  относительно оси *OX*, и органы путевого управления, создающие момент  $M_y$  относительно оси *OY* (см. *Системы координат*, *Боковое движение*, *Продольное движение*). К органам продольного управления относятся руль высоты, подвижный *стабилизатор* с рулём высоты, управляемый стабилизатор, *элевоны*, поворотные рули в схеме «утка» и другие; к органам поперечного управления — *элероны*, *интерцепторы*, *элевоны*, дифференциальный стабилизатор; к

органам путевого управления — руль направления, целиком поворотный *киль*. В зависимости от схемы летательного аппарата, его назначения, диапазона скоростей полёта, углов атаки выбираются те или иные виды **О. у.** Они характеризуются *эффективностью органов управления* к шарнирным моментом. См. также статью *Вертикальное оперение, Горизонтальное оперение*.

Аэродинамические **О. у.** (рули высоты и направления) применялись также на дирижаблях.

На вертолётах функции **О. у.** выполняют несущий и рулевой винты. На летательных аппаратах некоторых типов используется *газодинамическое управление*.

**Орджоникидзе** Григорий Константинович (1886—1937) — советский государственный деятель. Участник Революции 1905—1907, Октябрьской революции 1917. В Гражданскую войну один из политических руководителей Красной Армии. В 1924—1927 член РВС СССР. В 1926—1930 заместитель председателя СНК СССР. С 1930 председатель ВСНХ, с 1932 нарком тяжёлой промышленности СССР. Внёс большой вклад в создание и становление авиационной промышленности, НИИ, сети авиационных вузов. Участвовал в организации перелётов, советских оборонных обществ (*Авиахим, Осоавиахим*). Член ВЦИК и ЦИК СССР и его Президиума. Награждён орденами Ленина, Красного Знамени РСФСР, Трудового Красного Знамени. Урна с прахом в Кремлёвской стене. Именем **О.** названы Московский и Уфимский авиационные институты, Горьковское авиационное производственное объединение. Памятник в Мариуполе.

**оренбургское производственное объединение «Стрела»** — берёт начало от завода №47, который основан в 1928 в Ленинграде, а в августе 1941 был эвакуирован в Чкалов (ныне Оренбург). Завод сначала был авиаремонтным, а с 1934 начал осваивать производство авиационной техники. В предвоенные годы строились десантные кассеты, самолёты АИР-6 (см. *Як*), УТ-1, УТ-2. После перебазирования в Чкалов завод продолжил производство УТ-2, а также выпускал транспортные самолёты Як-6 и Ще-2 (в 1943—1946 *А. Я. Щербаков* возглавлял КБ завода). Всего в годы Великой Отечественной войны завод изготовил 1322 самолёта, в том числе 589 УТ-2, 226 Як-6 и 507 Ще-2. После войны завод строил планеры, самолёты По-2, Ял-10, вертолёт Ми-1, самолёты-мишени. Предприятие (объединение) награждено орденами Ленина (1971), Октябрьской Революции (1984), Трудового Красного Знамени (1961).

**ориентация летательного аппарата** — определенное угловое положение связанной *системы координат* летательного аппарата относительно подвижной, оси которой совпадают по направлению с осями одной из систем координат, связанных с Землёй, а начало — с началом связанной системы. Угловое относительное положение двух систем координат, имеющих общее начало, задаётся углами Эйлера. Так, при определении относительных положений связанной и нормальной систем координат углами Эйлера являются углы *рыскания, тангажа и крена*.

**Орлов** Борис Антонович (р. 1934) — советский лётчик-испытатель, заслуженный лётчик-испытатель СССР (1979), мастер спорта СССР международного класса (1973), Герой Советского Союза (1974). Окончил авиационный техникум в Новосибирске (1952), лётно-техническую школу ДОСААФ в Саранске (1955), Школу лётчиков-испытателей (1965), московский авиационный институт (1970). Работал лётчиком-инструктором, штурманом и командиром звена в аэроклубе ДОСААФ в Новосибирске (1955—1963). Участвовал во 2-м чемпионате мира по высшему пилотажу в составе сборной команды СССР (1962) в Венгрии. С 1965 в ОКБ А. И. Микояна. Установил мировой рекорд — подъём на высоту 20 км за 2 мин 49,8 с на самолёте Е-266 (1973). Успешно провёл лётные испытания ряда опытных сверхзвуковых реактивных самолётов. Награждён орденами Ленина, Октябрьской Революции, Трудового Красного Знамени, «Знак Почёта», медалями.

**Б. А. Орлов.**

**орнитоптер** — то же, что *махолёт*.

**ортоптер** — см. в статье *Махолёт*.

**Осватич** (Oswatitsch) Клаус (р. 1910) — австрийский учёный в области теоретической и прикладной газовой динамики. Окончил университет в Граце (1935). Начальный период научной деятельности протекал в Германии в Институте гидроаэродинамики кайзера Вильгельма, руководимом *Л. Прандтлем*. Известен работами по конденсации паров воды в потоке влажного воздуха, связи между аэродинамическим сопротивлением и изменением энтропии в поле течения, сверхзвуковым диффузорам с системой скачков уплотнения, трансзвуковым течениям, распространению ударных волн в газах, в частности по звуковому удару, и т. д. Книга «*Gasdynamik*» (W., 1952) переведена на ряд иностранных языков.

**осевая турбина** — см. в статье *Турбина*.

**осевой компрессор** — см. в статье *Компрессор*.

**Осеена уравнения**, **Осена уравнения** [по имени шведского учёного К. В. Осена (C. W. Oseen)], — описывают медленные *стационарные течения* сильно вязких жидкостей. Получаются линеаризацией *Навье — Стокса уравнений*, в которых сохранены главные инерционные члены, в пределе малых *Рейнольдса чисел* ( $Re \rightarrow 0$ ). Получены в 1910; имеют вид:

{{формула}}

где  $\mathbf{V}$  — вектор скорости,  $p$  — давление,  $\rho$  — плотность,  $\nu$  — кинематическая вязкость,  $x$  — декартова координата, совпадающая с направлением скорости  $\mathbf{V}_{\infty}$  набегающего потока,  $\Delta$  — оператор Лапласа. **О. у.** решаются при тех же граничных условиях, что и уравнения Навье — Стокса. Вблизи обтекаемой поверхности инерционные члены, стоящие в левой части уравнения, много меньше вязких, однако на достаточно больших расстояниях от неё инерционные члены имеют одинаковый порядок с вязкими или превышают их, поскольку на бесконечности они затухают медленнее. Опущенные инерционные члены, которые обуславливают математические трудности при решении задачи из-за их нелинейности, всюду меньше вязких. Таким образом, **О. у.** равномерно точно описывают всё *поле течения*. Несмотря на линейность, **О. у.** достаточно трудны для интегрирования и неизвестны их аналитические решения в замкнутой форме. Аналитические решения всех рассмотренных задач получены приближенными методами; сравнение аналитических решений с данными экспериментов и численного интегрирования уравнений Навье — Стокса указывают на их применимость при  $Re < 1$ . Численное решение **О. у.** даёт приемлемые результаты и при  $Re > 1$  (см., например, *Осеена формула*). **О. у.** можно интерпретировать также как уравнения, описывающие асимптотику внешних течений на больших расстояниях от обтекаемого тела при любых значениях  $Re$  (например, *течение в следе аэродинамическом*).

*В. А. Башкин.*

**Осеена формула сопротивления цилиндра** — формула, определяющая силу сопротивления  $X$  на единицу длины кругового цилиндра, движущегося с постоянной скоростью  $V$  в покоящейся вязкой несжимаемой жидкости при малых *Рейнольдса числах*  $Re \ll 1$ :

{{формула}}

Здесь  $d$  — диаметр цилиндра,  $\rho$  — плотность жидкости,  $c_x$  — коэффициент сопротивления на единицу длины цилиндра (см. *Аэродинамические коэффициенты*). Из **О. ф.** следует, что  $X \propto V$ , то есть сила сопротивления пропорциональна скорости, а не её квадрату, как это имеет место при умеренных и больших числах Рейнольдса. **О. ф.** была выведена английским учёным Г. Ламбом (1911) в результате приближенного решения *Осеена уравнений*. В последующие годы были получены аналитические решения этой задачи в более высоких приближениях; сходимость к точному решению очень медленная и носит осциллирующий характер. Сравнение результатов расчётов по **О. ф.** и численном интегрировании уравнений Осеена и Навье — Стокса с экспериментальными данными показывает (см. рис.), что она обеспечивает приемлемую точность

при  $Re < 1$ . Если в *Навье — Стокса уравнениях* полностью пренебречь инерционными силами, то решение этих уравнений, называемых уравнениями Стокса, для рассматриваемой задачи не существует — так называемый *парадокс Стокса*.

Лит.: Ван-Дайк М., Методы возмущений в механике жидкости, пер. с англ., М., 1967.

Зависимость  $c_x$  цилиндра от  $Re$ . Кривые получены: 1 — по формуле Осеена; 2 — численным интегрированием уравнений Осеена; 3 — в эксперименте; условные значки — результаты численного интегрирования уравнений Навье—Стокса разными авторами.

**осесимметричное течение** — течение, в котором газодинамические переменные одинаковы во всех сходственных плоскостях, проходящих через ось симметрии. **О. т.** является одним из наиболее распространённых видов пространственного течения. Сюда относятся осевое обтекание фюзеляжей самолётов, ракет, дирижаблей, движение жидкости и газа в каналах круглого сечения, истечение струи из круглых отверстий и др. Наряду с *плоскопараллельным течением* **О. т.** описывается уравнениями *газовой динамики* с двумя независимыми переменными, что обуславливает общность подхода к изучению этих классов течений, например, путём введения *функции тока*. Вместе с тем **О. т.** является течением пространственного типа, и за счёт пространственного растекания потока при обтекании тела вращения вносимые им возмущения слабее, чем в случае плоского тела с той же формой профиля.

**О. т. несжимаемой жидкости** около тела вращения произвольной формы может быть получено наложением равномерного набегающего потока и течения от системы дискретных или распределённых *источников и стоков* и особенностей более высокого порядка (мультиполей). Например, в случае обтекания сферы в качестве особенности следует взять диполь. Таким образом, решение задачи обтекания сводится к определению интенсивности особенностей по заданной форме тела. Аналогичным образом на основе *линеаризованной теории* рассчитывается осевое до- и сверхзвуковое обтекание тонких тел вращения (их называют также телами большого удлинения). Решение вариационной задачи о нахождении оптимальной формы тонких тел минимального *волнового сопротивления* показывает (см. рис.), что в классе замкнутых тел с заданными длиной и объёмом оптимальную форму имеет так называемое тело Сирса — Хаака (1), а «оживало» *Т. Кармана* (2) представляет собой оптимальную форму головной части при заданных длине и диаметре основания.

Одной из наиболее важных задач теории **О. т.** является изучение сверхзвукового обтекания кругового конуса (см. *Коническое течение*). На основе решения этой задачи проводятся численные и приближенные аналитические расчёты обтекания заострённых тел вращения. На практике часто используется приближенный метод касательных конусов, согласно которому давление на теле вращения полагается равным давлению на конусе, касающемся поверхности тела в данной точке. Для оценки распределения давления на телах вращения в гиперзвуковом потоке и решения задач оптимизации применяются формула Ньютона и её модификации, а также формула Ньютона — Буземана (см. *Ньютона теория обтекания*). Задача гиперзвукового обтекания тонкого осесимметричного тела, согласно так называемому закону плоских сечений, эквивалентна одномерной нестационарной задаче о движении газа, вызванного расширением бесконечного кругового цилиндра со скоростью, пропорциональной углу наклона образующей тела (см. *Гиперзвуковое течение*).

При сверхзвуковом обтекании тела вращения с затупленной носовой частью за отсоединённым скачком уплотнения возникает смешанное течение, для расчёта которого разработаны эффективные численные методы (метод интегральных соотношений *А. А. Дородницына* — *О. М. Белоцерковского*, метод сеток, метод установления и другие). Для расчёт сверхзвукового **О. т.** около тел, в соплах и струях применяется *характеристик метод*, имеющий много общего с методом характеристик для плоских течений. В плоском и осесимметричном случаях уравнения характеристик в физической плоскости совпадают, однако между ними имеется различие в плоскости годографа, где уравнения характеристик **О. т.** не интегрируются в конечном виде.

Использование осесимметричных (в том числе конических) сопел в гиперзвуковых аэродинамических трубах имеет преимущество по сравнению с плоским (профилированным) соплом, так как при одинаковом отношении линейных размеров выходного и критических сечений за счёт большего отношения площадей с помощью осесимметричного сопла удаётся получить в рабочей части поток с большим *Маха числом*. Однако существенный недостаток конических сопел заключается в том, что они дают неоднородный (расходящийся) гиперзвуковой поток. Это затрудняет моделирование обтекания тел однородным потоком и делает необходимым введение поправки на коничность течения.

*Лит.:* Краснов И. Ф., Аэродинамика тел вращения, 2 изд., М., 1961; Обтекание затупленных тел сверхзвуковым потоком газа. Теоретические и экспериментальные исследования, М., 1967; Любимов А. И., Русанов В. В., Течения газа около тупых тел, ч. 1—2, 1970; Численное исследование современных задач газовой динамики, М., 1974.

*В. П. Голубкин.*

**Осипенко** Полина Денисовна (1907—1939) — советская лётчица, майор, Герой Советского Союза (1938). Окончила Качинскую военную авиационную школу (1932). Установила 5 международных женских рекордов. В 1938 совершила *перелёты*: Севастополь — Архангельск (совместно с В. Ф. Ломако и М. М. Расковой) и Москва — посёлок Керби (ныне село имени Полины Осипенко, Хабаровский край; совместно с В. С. Гризодубовой и Расковой). Награждена 2 орденами Ленина, орденом Трудового Красного Знамени, медалями. Погибла в экспериментальном полёте (с А. К. Серовым). Урна с прахом в Кремлёвской стене.

*Соч.:* От Черного к Белому морю, Ростов н/Д., 1938.

*П. Д. Осипенко.*

**Осипов** Василий Николаевич (р. 1917) — советский лётчик, майор, дважды Герой Советского Союза (1942, 1944). В Советской Армии с 1937. Окончил Чкаловское военное авиационное училище (1940), Высшую офицерскую лётно-тактическую школу (1949). Участник Великой Отечественной войны. В ходе войны был лётчиком, командиром звена, командиром эскадрильи бомбардировочного авиаполка. Совершил около 400 боевых вылетов. После войны на командных должностях в ВВС. Награждён орденом Ленина, 2 орденами Красного Знамени, орденами Александра Невского, Отечественной войны 1-й степени, медалями. Бронзовый бюст в Санкт-Петербурге.

*Лит.:* Федоров Г. Ф., Взлет продолжается, в его кн.: О твоём отце, М., 1965; Локшин В. С., Самойлов С. С., Боевое счастье, в их кн.: Шесть золотых звезд, М., 1976.

**Осоавиахим**, *Общество содействия обороне, авиационному и химическому строительству*, — массовая добровольная общественная организация граждан СССР, существовавшая в 1927—1948; объединение *Авиахима* и Общества содействия обороне. Основные задачи: содействие укреплению обороноспособности страны, распространение авиационных и других военных знаний среди населения.

В конце 20-х гг. **О.** выступил инициатором многих крупных по своему значению перелетов, создания серии легкомоторных самолетов для массового обучения трудящихся авиационному делу. Во многих городах создавались аэроклубы. В Москве был открыт *Центральный аэроклуб СССР*. Переход к аэроклубной системе подготовки авиационных кадров без отрыва от производства способствовал значительному увеличению числа пилотов, обученных в оборонном обществе. В начале 30-х гг. началось развитие парашютизма, массовое развитие получили планеризм и авиамоделизм. К 1941 аэроклубы **О.** подготовили 121 тысяч лётчиков, 122 тысяч парашютистов, 27 тысяч планеристов. В 1948 вместо **О.** были образованы 3 самостоятельных общества — ДОСАВ, ДОСАРМ и ДОСФЛОТ. Награждён орденом Красного Знамени (1947).

**особая ситуация** — ситуация, возникающая в полёте в результате воздействия неблагоприятных факторов или их сочетаний и приводящая к снижению *безопасности полётов*. Возможные причины возникновения **О. с.**: отказ или неисправность отдельных элементов функцией, систем; воздействие неблагоприятных внешних условий; недостатки в наземном обеспечении полёта; ошибки и нарушения правил эксплуатации функциональных систем и пилотирования; проявление неблагоприятных особенностей и аэродинамики, устойчивости, управляемости и прочности летательного аппарата; сочетание указанных выше факторов. Понятие «**О. с.**» вводится *Нормами летной годности*.

По степени опасности различаются следующие **О. с.**: *усложнение условий полёта, сложная ситуация, аварийная ситуация, катастрофическая ситуация*. Последствия **О. с.** невозможно заранее предсказать, так как они зависят от множества факторов, влияющих на исход полёта.

**Остапенко** Пётр Максимович (р. 1928) — советский лётчик-испытатель, заслуженный лётчик-испытатель СССР (1974), мастер спорта СССР международного класса (1962), Герой Советского Союза (1971). Окончил Армавирское высшее военное авиационное училище лётчиков (1951), Школу лётчиков-испытателей (1958), московский авиационный институт (1967). Работал лётчиком-инструктором в Армавирском высшем военном авиационном училище. В 1958—1983 в ОКБ А. И. Микояна. Провёл лётные испытания ряда опытных сверхзвуковых реактивных самолётов. Установил 5 мировых рекордов скорости и высоты полёта на самолётах Е-166, Е-266 и Е-266М. Награждён орденами Ленина, Красного Знамени, Трудового Красного Знамени, Красной Звезды, медалями.

#### П. М. Остапенко.

**Остославский** Иван Васильевич (1904—1972) — советский учёный в области аэродинамики, доктор технических наук (1941), профессор (1942), заслуженный деятель науки и техники РСФСР (1943). По окончании МГУ (1929) работал в авиационном КБ, НИИ ГВФ, Центральном аэрогидродинамическом институте (1932—1945), в 1945—1956 — заместитель начальника Лётно-исследовательского института, одновременно заведующий кафедрой аэродинамики в Московском авиационном институте (1944—1958). Основатель и руководитель кафедры динамики и управления полётом в Московском авиационном институте (1958—1972). Проводил теоретические и экспериментальные исследования по воздушным винтам, методам аэродинамического расчёта, аэродинамике больших скоростей, по выбору параметров перспективных самолётов. В годы Великой Отечественной войны под руководством **О.** в аэродинамических трубах Центрального аэрогидродинамического института исследованы лётно-технические характеристики серийных боевых самолётов, что позволило увеличить их скорость. Под руководством **О.** в 1943—1953 осуществлено издание многотомного «Руководства для конструкторов». Разработал методику экспериментальных исследований околозвуковых скоростей полёта на летающих моделях. Проводил исследования в области динамики движения и управления самолётами вертикального взлёта и посадки. Создал ряд учебных курсов, пособий и учебников для вузов. Государственная премия СССР (1942, 1949, 1952). Награждён орденами Ленина, Отечественной войны 1-й степени, 4 орденами Трудового Красного Знамени, орденом «Знак Почёта».

#### И. В. Остославский.

**«Острейлиан Эрлайнс»** (Australian Airlines) — авиакомпания Австралии. Осуществляет внутренние перевозки. Основана в 1945, до 1986 называлась «Транс Острейлиан эрлайнс». В 1989 перевезла 4,4 миллиона пассажиров, *пассажирооборот* 4,42 миллиардов пассажиро-км. Авиационный парк — 38 самолётов.

**«Остриан Эрлайнс»** (Austrian Airlines, Österreichische Luftverkehrs) — национальная авиакомпания Австрии. Осуществляет перевозки в страны Европы, Ближнего Востока, Северной Африки, а также в США и Японию. Основана в 1957. В 1989 перевезла 2,6 миллионов пассажиров, *пассажирооборот* 3,3 миллиарда пассажиро-км. Авиационный парк — 24 самолёта.

**ответственность имущественная при воздушных перевозках и полётах** — ответственность, возлагаемая в связи с нарушением обязательств по перевозке пассажиров, багажа и груза или по наземному обслуживанию воздушных судов либо в связи с причинением вреда авиаперсоналу, пассажирам и третьим лицам. Регламентируется нормами национального общегражданского законодательства и специальными нормами воздушного права (в том числе правилами воздушных перевозок), международными конвенциями, а также условиями перевозок и другими правилами, установленными отдельными авиапредприятиями или соглашениями между ними.

В воздушном праве принято выделять: ответственность авиаперевозчика перед пассажирами и грузовладельцами; ответственность авиапредприятия или самостоятельного аэропорта перед владельцем воздушного судна за нарушение обязательств по наземному обслуживанию судна; ответственность авиапредприятия перед собственным персоналом; ответственность владельца воздушного судна и других лиц (владельцев, аэропортов, органов УВД и изготовителей авиатехники) перед третьими лицами. По договору воздушные перевозки — внутреннему или международному — перевозчик отвечает за причинение вреда жизни и здоровью пассажира; за просрочку в доставке пассажира, багажа, груза; за утрату, недостачу или повреждение багажа, груза.

**О. и.** авиаперевозчика за причинение вреда здоровью или смерть пассажира обычно является более строгой. Воздушный кодекс СССР устанавливал, что в этих случаях авиаперевозчик обязан возместить вред, если не докажет, что он возник вследствие умысла самого потерпевшего (а при наличии непреодолимой силы — также и грубой неосторожности потерпевшего). Если перевозчик докажет, что грубая неосторожность потерпевшего содействовала возникновению или увеличению вреда, размер возмещения может быть уменьшен либо в возмещении отказано. Иначе решаются эти вопросы применительно к ответственности авиаперевозчика при международных перевозках, подпадающих под действие документов так называемой Варшавской системы. Для таких перевозок ответственность основана на презумпции вины перевозчика и ограничена определенным пределом (исключения допускаются лишь в случаях умысла, грубой неосторожности перевозчика, ряде других случаев).

Ответственность может возникать не только при нарушении обязательств по перевозке, но и при иных направленных на её обеспечение обязательств, предусмотренных в соглашениях авиапредприятий с владельцами аэропортов и топливно-заправочных организаций по наземному обслуживанию воздушных судов.

При осуществлении воздушных перевозок и полётов вред может быть причинён также лицам, находящимся в трудовых отношениях с авиаперевозчиком, и посторонним гражданам и организациям (третьим лицам). В большинстве стран ответственность авиапредприятий перед авиаперсоналом регламентируется общими нормами гражданского права о возмещении работодателем вреда, причинённого жизни или здоровью рабочих и служащих при использовании ими своих трудовых (служебных) обязанностей.

Ответственность перед третьими лицами возникает при причинении ущерба воздушным судном на поверхности вследствие столкновения в воздухе с другим воздушным судном или иными предметами, воздействия шума, звукового удара, иных явлений, связанных с эксплуатацией воздушного судна. Частично вопросы такой ответственности рассматриваются в Римской конвенции 1952.

Наличие во внутреннем праве многих стран и в международных конвенциях норм, ограничивающих или устранивающих ответственность за ущерб, причинённый в ходе эксплуатации воздушного судна, не позволяет удовлетворить (полностью или частично) требования пассажиров или иных лиц к авиаперевозчику или другому владельцу воздушного судна в случаях, когда имеются основания для освобождения их от ответственности или когда требования слишком велики по размеру. В связи с этим во многих странах, особенно в США, стали получать признание концепции внедоговорной ответственности изготовителя воздушных судов перед третьими

лицами, пострадавшими при авиационном происшествии, возникшем в результате производств, или конструктивного дефекта авиатехники. См. также статью *Страхование воздушное*.

Лит.: Садиков О. И., Правовое регулирование международных перевозок, М., 1981.

В. М. Сенчило.

**относительная толщина профиля, тела** — отношение максимальной толщины с профиля (тела) к хорде профиля (длине тела)  $b(l)$ :  $c = c/b$ ; выражается в процентах (см. рис. к статье *Профиль крыла*). **О. т.** — важный геометрический параметр, существенно влияющий на аэродинамические характеристики. В авиации используются хорошо обтекаемые фюзеляжи, крылья, лопасти и т. п. с достаточно малой **О. т.** (обычно в пределах 3—25%). Увеличение **О. т.** при нулевом угле атаки в общем случае приводит к увеличению *сопротивления аэродинамического*. Однако при дозвуковых скоростях максимальный *аэродинамический коэффициент* подъёмной силы  $c_y$  при возрастании **О. т.** в диапазоне 5—12% также растёт (при дальнейшем увеличении **О. т.**  $c_y$  падает). В связи с этим *аэродинамическое качество* более толстого (с большей **О. т.**) профиля может быть больше, чем тонкого. Поэтому крылья летательных аппаратов с дозвуковыми скоростями полёта обычно набирают из более толстых профилей, чем у сверхзвуковых летательных аппаратов. Применение возможно более тонких крыльев при сверхзвуковых скоростях полёта вызвано необходимостью снижения волнового сопротивления, часть которого обусловлена толщиной и которая пропорциональна квадрату **О. т.** Уменьшение **О. т.** является также одним из основных способов увеличения критического *Маха числа* при трансзвуковом обтекании профиля. В ряде случаев заметное влияние на аэродинамические характеристики оказывает не только значение **О. т.**, но и место расположения максимальной толщины, характеризуемое относительной координатой  $x_c$ , которая отсчитывается от носка профиля и делит его на переднюю (конфузорную) и хвостовую (диффузорную) части. Увеличение протяжённости конфузорной части при малых углах атаки приводит к росту критического числа Маха. Этот приём используется и при создании *ламинарных профилей* для уменьшения *сопротивления трения* при безотрывном обтекании.

**О. т.** характеризует значения возмущений, вносимых обтекаемым телом в набегающий поток. В случае достаточно тонких тел **О. т.** используется в качестве малого параметра при построении приближенных теорий обтекания (см., например, статью *Линеаризованная теория*).

В. И. Голубкин.

**отраслевая система технологической подготовки производства (ОСТПП)** — общегосударственная система организации и управления процессом технологической подготовки авиационного производства в России, регламентированная комплексом государственных стандартов. Основная цель ОСТПП — обеспечение необходимых условий для достижения полной готовности производства к выпуску летательных аппаратов заданного качества в минимальные сроки и при наименьших трудовых и материальных затратах.

Главные организационно-технологические принципы ОСТПП: комплексная стандартизация методов организации и управления процессом технологической подготовки производства (ТПП); организация производства на основе рациональных параметрических и типоразмерных рядов изделий и средств технологического оснащения; обеспечение высокого уровня технологичности конструкций изделий на основе унификации, агрегатирования, преемственности конструкций, использования рациональных конструктивных решений, материалов и методов изготовления; унификация, агрегатирование и комплексная стандартизация всех видов технологического оснащения, в первую очередь переналаживаемой оснастки, агрегатного оборудования и средств механизации и автоматизации производственных процессов; типизация технологических процессов изготовления однотипных объектов производства на основе их классификации и группирования по однородным конструктивно-технологическим признакам; комплексная механизация и автоматизация производственных процессов и инженерно-технических работ; комплексная стандартизация методов автоматизированного решения типовых задач.

ОСТПП предусматривает применение Единой системы классификации и кодирования технико-экономической информации (ЕСКК), Единой системы технологической документации (ЕСТД), Единой системы конструкторской документации (ЕСКД).

Главные задачи ОСТПП: формирование отраслевых фондов документации на типовые технологические процессы и централизованное обеспечение предприятий этой документацией; развитие специализации проектирования и производства средств технологического оснащения предприятий и организация отраслевых баз проката этих средств; установление базовых показателей технологичности конструкций специфичных изделий; разработка отраслевой нормативной документации по организации и управлению ТПП на основе положений Единой системы ТПП с учётом видов изделий и типов производств при максимальном использовании современных средств вычислительной техники.

Особое значение имеет автоматизация решения комплекса задач ТПП, объединяющего в единую отраслевую интегрированную систему геометрическую и технологическую увязку деталей, узлов, агрегатов; проектирование технологических процессов; проектирование технологической оснастки; расчёты программ для станков с числовым программным управлением, управление ТПП (см. *Автоматизированная система технологической подготовки производства*).

Применение системы обеспечивает повышение производительности труда на 15—20%, сокращение цикла технологической подготовки производства в 2—2,5 раза, улучшение качества

выпускаемой продукции, повышение мобильности производства при освоении новых изделий, безостановочную переналадку действующего производства на выпуск новых изделий, развитие специализации производства средств технологического оснащения.

*П. И. Белянин.*

**отрыв пограничного слоя** — явление, связанное с отсоединением потока жидкости или газа от обтекаемой поверхности и состоящее в том, что тонкий *пограничный слой*, который стелется по поверхности твёрдого тела, внезапно отходит от этой поверхности в некоторой точке, называемой точкой отрыва, а между отсоединившимся пограничным слоем и поверхностью тела реализуется возвратно-вихревое течение среды (рис. 1 и 2). **О. п. с.** наблюдается, например, на верхней поверхности крыла, около кормовой части фюзеляжа и при обтекании других частей самолёта. **О. п. с.** сопутствует *срыву потока* и объясняет его происхождение.

**О. п. с.** объясняется следующими причинами. Течение в пограничном слое существенно зависит от градиента давления, действующего на этот слой. Если вне пограничного слоя давление падает в направлении потока (так называемый благоприятный, отрицательный, градиент давления), то все частицы среды в пограничном слое движутся в том же направлении. Распределение скорости поперёк пограничного слоя в этом случае имеет вид кривой *a* на рис. 3 (длина стрелки пропорциональна значению скорости потока в точке, расположенной у основания стрелки), а напряжение трения на стенке положительно. С другой стороны, неблагоприятный, положительный, градиент давления (давление растёт в направлении потока на внешней границе пограничного слоя) приводит к быстрому торможению частиц среды в пристеночной части пограничного слоя. Напряжение трения на поверхности уменьшается и обращается нуль в некоторой точке *S* (на кривой *b*), которая называется точкой отрыва пограничного слоя. При подходе потока к точке отрыва резко возрастает поперечная составляющая его вектора скорости. Нулевая *линия тока*, которая до точки отрыва располагается на обтекаемой поверхности, за точкой отрыва отходит от поверхности на конечное расстояние и отделяет основной поток от области возвратно-вихревого течения. За точкой отрыва напряжение трения отрицательно, а распределение скорости поперёк потока представляется кривой *в*. Её вид показывает, что выше линии *SO* среда движется в направлении основного потока, а ниже этой линии — в противоположном направлении. См. также статью *Крыла теория*.

Предотвращение **О. п. с.** — одна из актуальных проблем технической аэродинамики, так как образующееся за точкой отрыва возвратно-вихревое течение связано с неизбежными потерями механической энергии, снижающими *аэродинамическое качество* летательного аппарата (резко падает подъёмная сила, возрастает сопротивление движению).

*А. И. Рубан.*

Рис. 1. Обтекание профиля без отрыва а) и с отрывом (б) пограничного слоя (поток справа налево).

Рис. 2. Обтекание кормовой части осесимметричного тела (поток слева направо).

Рис. 3. Схема отрыва пограничного слоя: 1 — граница пограничного слоя; 2 — обтекаемая поверхность.

**отрывное течение**, **срывное течение**, — течение жидкости или газа, в котором поток, обтекающий тело, отрывается от его поверхности с образованием области возвратно-вихревого течения. Как правило, область возвратно-вихревого течения (см. *Вихревое течение*) характеризуется малыми градиентами давления и пониженными значениями давления торможения. **О. т.** возникает чаще всего при достаточно больших значениях *Рейнольдса числа* **Re**, когда действие сил вязкости оказывает непосредственное влияние на движение частиц только в очень тонких областях с большими поперечными изменениями продольных компонентов скорости, в частности в *пограничном слое*. Необходимым условием возникновения **О. т.** является увеличение давления около стенки вдоль направления потока (см. *Отрыв пограничного слоя*). В этом случае скорость частиц, движущихся в пограничном слое около поверхности тела, мала, поэтому их кинетической энергии оказывается недостаточно для преодоления возрастающего давления. Приток кинетической энергии от частиц, удалённых от тела в пристеночную область из-за действия сил трения внутри жидкости при больших значениях **Re** также оказывается недостаточным для преодоления тормозящего действия градиента давления. В результате движение частиц в пограничном слое замедляется и меняет направление на обратное. Появление развитой области обратных токов обычно полностью изменяет картину течения, так как набегающий поток отрывается от тела, составляя область, заполненную вихревым течением (см. рис. в статье *Срыв потока*).

Многие течения, встречающиеся в технике, являются отрывными, так как включают области интенсивного торможения потока и соответствуют большим значениям числа Рейнольдса. Безотрывные же течения имеют место при очень малых значениях **Re**. Для обычных в авиации течений с большими значениями **Re** безотрывными являются лишь течения около тонких профилей при малых значениях угла атаки. Однако при этом можно получить только очень малые значения коэффициента подъёмной силы.

Предельные характеристики многих устройств (например, крыльев самолётов, сопел, диффузоров, вентиляторов, насосов) ограничены началом резкого роста отрывных зон. Так, при умеренных значениях угла атаки подъёмная сила крыла возрастает с ростом угла атаки. При этом растёт перепад давлений между нижней и верхней сторонами профиля крыла, и вблизи заднего конца профиля пограничный слой на его верхней стороне должен преодолевать всё больший тормозящий перепад давлений. Естественно, что при некотором угле атаки зона отрыва пограничного слоя начинает быстро увеличиваться, подъёмная сила перестаёт расти и даже уменьшается при дальнейшем увеличении угла атаки. Одновременно растёт и аэродинамическое сопротивление.

В *сверхзвуковых течениях* часто торможение потока происходит в ударных волнах, когда достаточно интенсивные волны попадают на поверхность обтекаемого тела. Это приводит к отрыву пограничного слоя и образованию **О. т.** В сверхзвуковых и особенно в гиперзвуковых течениях образование **О. т.** резко изменяет не только распределение давления по поверхности обтекаемого тела и его аэродинамические характеристики, но и теплопередачу к телу. Тепловой поток к той части поверхности тела, которая погружена в зону отрыва, часто уменьшается, если

образование зоны отрыва не приводит к *переходу ламинарного течения в турбулентное* или появлению низкоэнтропийных струй. Однако в местах присоединения зон отрыва к поверхности тела тепловой поток заметно увеличивается.

Появление **О. т.** чаще всего приводит к ухудшению характеристик летательного аппарата или газовых машин: уменьшению подъёмной силы, степени сжатия, росту сопротивления, появлению автоколебаний, локальных пиков тепловых потоков. Поэтому в технике, как правило, стараются избежать резкого роста зон отрыва, то есть использовать устройства на тех режимах, для которых зоны отрыва малы или отсутствуют. Чтобы избежать раннего отрыва потока или затормозить его развитие, используют различные способы: выбор формы обтекаемой поверхности, *отсос пограничного слоя*, *вдув в пограничный слой* и т. п. Существуют, однако, устройства, которые используют искусственно вызванные отрывные зоны для уменьшения сопротивления. Например, игла, установленная на лобовой поверхности затупленного тела, в сверхзвуковом или гиперзвуковом потоке может уменьшать его сопротивление (см. рис.), так как уменьшает давление на передней части его поверхности. Другой пример — использование искусственно вызванного отрыва потока для образования вихря, создающего вихревую подъёмную силу (см. *Крыла теория*). На самолётах используются также *интерцепторы*, вызывающие искусственный отрыв потока на части крыла для создания управляющих аэродинамических сил и моментов, а также для получения более благоприятного изменения характеристик устойчивости при изменении числа Маха полёта, в особенности при полёте с околозвуковыми скоростями.

*Лит.:* Шлихтинг Г., Теория пограничного слоя, М., 1974; Лойцянский Л. Г., Механика жидкости и газа, 6 изд., И., 1987.

*В. Я. Нейланд.*

### Отрывное течение в сверхзвуковом потоке.

**отсек летательного аппарата** — изолированный объём для размещения двигателей, приборов, шасси и других агрегатов, а также топлива, грузов. Наличие **О.** позволяет осуществить рациональную компоновку, организовать надёжную противопожарную защиту и обеспечить удобную эксплуатацию различных систем на земле и в воздухе. Форма и конструкция **О.** зависят от его назначения, места размещения и конструкции летательного аппарата. Так, топливо, как правило, размещается в межлонжеронной части крыла (см. рис.) или в фюзеляже, грузовые **О.** — внутри фюзеляжа, приборное оборудование — в герметичных и негерметичных **О.** фюзеляжа и т. д. Основное требование к **О.** — степень его герметичности, зависящая от назначения. Например, герметизация топливных отсеков должна исключать течь топлива. Герметизация грузовых и специальных **О.** должна исключать доступ воздуха из внешней среды при возникновении пожара в **О.** и в то же время с помощью специальных клапанов обеспечивать быстрое выравнивание внутреннего давления в случае аварийной декомпрессии одного из смежных **О.** или салона герметичной кабины. Общей тенденцией развития конструкции летательных аппаратов является рациональное выделение постоянных зон расположения специальных **О.**, предназначенных для размещения оборудования, топлива, двигателей, шасси и др.

*В. К. Рахилин.*

Топливный отсек крыла: 1, 3 — стенки лонжеронов; 2 — слой герметика; 4 — съёмная крышка.

**отсос пограничного слоя** — отвод жидкости или газа из *пограничного слоя* через проницаемую поверхность обтекаемого тела. В этом случае на проницаемой поверхности нормальный компонент  $v$  вектора скорости принимает отрицательно значение  $v(x, 0, z) = -v_{\omega}(x, 0, z)$ , где  $v_{\omega}$  — скорость отсоса, или отсасывания.

В рамках теории пограничного слоя  $v_{\omega}/V_c \ll 1$ , где  $V_c$  — модуль вектора скорости на

внешней границе пограничного слоя. Наличие отсоса приводит к уменьшению толщины пограничного слоя, делает профиль скорости более наполненным (см. рис. 1 к статье *Вдув в пограничный слой*) и, следовательно, повышает устойчивость *ламинарного течения*, вызывает увеличение местных значений напряжения трения и теплового потока. Количественно воздействия отсоса на характеристики пограничного слоя зависят от многих факторов: значения и закона распределения скорости отсоса на обтекаемой поверхности, формы тела и т. д. На рис. показано влияние **О. п. с.** на коэффициент  $c_f$  сопротивления трения (см. *Аэродинамические коэффициенты*) плоской пластины в потоке несжимаемой жидкости при нулевом угле *атаки* при различных значениях параметра отсоса  $a_+$  (цифры у кривых):  $a_+ = v_{\infty} Re_x^{1/2} / V_c$ , где  $Re_x$  — местное (в точке  $x$ ) *Рейнольдса число*. При больших числах Рейнольдса и ламинарном режиме течения значение  $c_f$  пластины возрастает с увеличением параметра отсоса  $a_+$ , но остаётся меньше соответствующего значения при турбулентном режиме течения на непроницаемой поверхности. Эта особенность позволяет использовать **О. п. с.** как эффективное средство *ламинаризации пограничного слоя* и снижения сопротивления трения летательного аппарата.

**О. п. с.** применяется также как средство предотвращения отрыва пограничного слоя к реализации около тела течения, близкого к безотрывному течению идеальной жидкости. Впервые на это указал *Л. Прандтль* (1904), который путём отсоса жидкости через щели в кормовой части кругового цилиндра практически полностью устранил отрыв пограничного слоя с его поверхности. Правда, при этом как расход отсасываемой жидкости, так и энергетические затраты на отсос очень значительны. **О. п. с.** как средство управления пограничным слоем используется, например, для *энергетической механизации крыла*. См. также статью *Управление пограничным слоем*.

*В. А. Башкин.*

**Зависимость  $c_f$  от  $\lg Re_x$ :** сплошные кривые — ламинарное течение, штриховая кривая — турбулентное течение.

**Охайн** (Chain) Ханс Пабст фон (р. 1911) — немецкий конструктор турбореактивных двигателей. Учился в физическом институте Гёттингенского университета, где разработал концепцию турбореактивного двигателя с центробежным компрессором, в 1930 получил свой первый патент. В 1936 поступил на фирму «Хейнкель», где создал турбореактивный двигатель He S1 с тягой 980 Н, а затем улучшенные варианты He S3 и He S3A. В 1939 состоялся первый полёт экспериментального самолёта He 178 с турбореактивным двигателем He S3B, в 1941 начались лётные испытания самолёта He 280 с двумя турбореактивными двигателями He S8A с тягой по 4900 Н. В 1942 **О.** создал двигатель He S30, доводка которого была прекращена, поскольку началось серийное производство турбореактивных двигателей фирмы «Юнкерс». В 1947 эмигрировал в США, где работал в различных научно-исследовательских центрах.

**охлаждаемая конструкция** — одна из возможных термосиловых конструкций гиперзвукового летательного аппарата, в системе теплозащиты которой используется внутреннее конвективное охлаждение. Конструктивные элементы **О. к.**, образующие внешние обводы летательного аппарата, представляют собой панели (рис. 1), включающие каналы для хладагента, которые одновременно могут служить силовыми подкрепляющими элементами. Система теплозащиты **О. к.** выполняется по одноконтурной (открытой) схеме, в которой хладагент выполняет функции и теплоносителя и теплопоглотителя, или по двухконтурной схеме, в которой теплоноситель циркулирует по замкнутому контуру, передавая теплоту расходуемому теплопоглотителю (рис. 2). Теплопоглотителем может служить топливо основной силовой установки. В качестве теплоносителя в двухконтурных системах теплозащиты используется водный раствор этиленгликоля, калий-натриевая эвтектика (жидкометаллический теплоноситель) и другие. Система теплозащиты **О. к.** включает также коллекторы подачи и сбора хладагента, подводящие и отводящие магистрали, регулирующую и измерительную аппаратуру, теплообменник (в двухконтурных системах), насосы подачи (отвода) хладагента. Для повышения эффективности системы в каналах охлаждения панелей и теплообменниках используются различные

интенсификаторы теплообмена.

Благодаря работе системы охлаждения максимальная температура силовых элементов **О. к.** ограничивается некоторым заданным значением независимо от значения теплового потока, подводимого к поверхности летательного аппарата вследствие *аэродинамического нагрева*. Это позволяет использовать конструкционные материалы с высокой удельной прочностью, уменьшить температурные напряжения, исключить ползучесть материала и другие нежелательные явления, связанные с тепловым воздействием на конструкцию.

Недостатки **О. к.** — повышенная сложность по сравнению с *горячей конструкцией*, определяемая наличием большого числа дополнит. элементов и необходимостью регулирования расхода хладагента в каждой зоне конструкции и в зависимости от режима движения летательного аппарата, а также пониженная надёжность, так как выход из строя даже одного из каналов охлаждения может привести к недопустимому возрастанию температуры панели.

*В. В. Лазарев.*

Рис. 1. Панели охлаждаемой конструкции: *а* — с внешним «тепловым барьером»; *б* — с охлаждением внешней поверхности: 1 — обшивка; 2 — канал охлаждения; 3 — подкрепляющий стрингер; 4 — сотовый наполнитель; 5 — теплоизоляционное покрытие.

Рис. 2. Схемы систем охлаждения: *а* — одноконтурная; *б* — двухконтурная: 1 — охлаждаемая панель; 2 — коллекторы; 3 — магистраль; 4 — насос; 5 — регулятор расхода; 6 — теплообменник.

**охлаждение двигателя газотурбинного** — защищает от перегрева основную камеру сгорания, турбину, затурбинное устройство, форсажную камеру сгорания и реактивное сопло. Охлаждаются также масло, циркулирующее в маслосистеме, и опора с подшипниками. Для регулирования радиального зазора между корпусом и рабочими лопатками компрессора в некоторых двигателях охлаждается корпус компрессора. Основным хладагентом является воздух, отбираемый из промежуточных ступеней компрессора или за ним, мотогондола продувается встречным потоком воздуха. Масло охлаждается, как правило, топливом двигателя, реже — встречным потоком воздуха. Охлаждение масла происходит в специальных теплообменниках (см. *Масляная система*). Для охлаждения стенок жаровых труб в основных камерах сгорания применяется конвективно-плёночная система охлаждения. Охлаждающий воздух подаётся через несколько кольцевых щелей в стенке вдоль внутренней поверхности жаровой трубы. По мере роста *параметров рабочего процесса* двигателя возрастают лучистые потоки теплоты светящегося пламени в жаровой трубе к её стенкам, в связи с чем растёт число поясов охлаждения и увеличивается конвективная составляющая охлаждения. Для снижения температуры стенки жаровой трубы на её внутреннюю поверхность наносятся теплозащитные покрытия. Для тепловой защиты силового корпуса форсажной камеры от высокотемпературных продуктов сгорания применяют ненапряжённые (в силовом отношении) проницаемые экраны. По тракту охлаждения (каналу между корпусом и экраном) протекает газ (или чистый воздух) с относительно низкой температурой. Вытекающий из тракта охлаждения через отверстие или щели в экране газ охлаждает экран, а остальной газ в конце тракта поступает для охлаждения реактивного сопла. В современных авиационных газотурбинных двигателях температура газа перед турбиной значительно превышает уровень температур, допустимый по условиям жаростойкости и жаропрочности применяемых в турбинах материалов. Поэтому требуется интенсивное охлаждение узлов турбины для обеспечения её работоспособности. Наиболее теплонапряжёнными элементами являются сопловые и рабочие лопатки, диски турбин. При умеренном уровне температуры газа перед турбиной (до 1250 К) применялись простейшие схемы воздушного охлаждения — обдув воздухом дисков, корпусов и хвостовиков лопаток. более высокие температуры газа перед турбиной были освоены в результате разработки развитых схем охлаждения турбин и применения новых литейных жаропрочных сплавов на никелевой основе. Для охлаждения используется воздух, отбираемый из компрессора двигателя. Для охлаждения сопловых лопаток первых ступеней турбин чаще всего используется конвективно-плёночная схема с внутренним дефлектором. В сопловых лопатках последующих

ступеней применяется чисто конвективная схема охлаждения с внутренним дефлектором. На рис. *а* показана типичная конвективно-пленочная схема охлаждения сопловых лопаток. Для охлаждения рабочих лопаток применяются разнообразные схемы охлаждения, одна из которых показана на рис. *б*. В некоторых конструкциях рабочих лопаток применяется такое же конвективно-пленочное охлаждение, как и в сопловых лопатках. При конвективно-пленочном охлаждении соплового аппарата первой ступени турбины за расчётную температуру газа, определяющую работу турбины, принимается температура смеси газа и охлаждающего воздуха в критическом сечении решётки соплового аппарата.

Тепловое состояние самого соплового аппарата определяется по максимальным локальным значениям температуры газа на входе, которые заметно больше среднemasсовой температуры газа из-за неравномерности поля температур на выходе из камеры сгорания. Окружная неравномерность поля температур газа перед сопловым аппаратом не влияет на температуру рабочих лопаток вследствие естественного осреднения поля при вращении рабочего колеса. Для теплового состояния рабочих лопаток и диска большое значение имеет радиальное поле температур газа, осреднённых в каждом коаксиальном сечении проточной части турбины. Обычно максимальное значение температуры газа наблюдается в среднем сечении; в периферийном и корневом сечениях температуры газа снижаются, что создаёт благоприятные условия для охлаждения корпусов и дисков турбины. Охлаждение турбины связано с определённым ухудшением параметров двигателя, которое становится тем большим, чем больше расход воздуха на охлаждение. Уменьшение расхода охлаждающего воздуха достигается путём снижения его температуры в теплообменнике промежуточного охлаждения или при отборе его из промежуточных ступеней компрессора. Повышение эффективности охлаждения, применение новых жаропрочных и жаростойких материалов и теплозащитных покрытий также приводит к уменьшению расхода охлаждающего воздуха или даёт возможность дальнейшего повышения температуры газа перед турбиной. При относительно малых лучистых потоках теплоты от продуктов сгорания к стенкам реактивного сопла их тепловая защита сводится только к оттеснению высокотемпературных продуктов сгорания от стенок, поэтому охлаждение стенок сопла осуществляется с помощью одной завесы воздуха, организуемой в дозвуковой части сопла.

Совершенствование систем охлаждения узлов авиационных газотурбинных двигателей является необходимым условием форсирования его параметров и расширения области применения двигателей по скорости полёта.

*К. М. Попов.*

Охлаждаемые турбинные лопатки: *а* — сопловая; *б* — рабочая; 1 — корпус сопловой лопатки; 2 — передний дефлектор; 3 — турбулизаторы потока охлаждающего воздуха; 4 — задний дефлектор; 5 — отверстия перфорации; 6 — ребро, направляющее поток охлаждающего воздуха; 7 — корпус рабочей лопатки.

**Павлов** Иван Фомич (1922—1950) — советский лётчик, дважды Герой Советского Союза (1944, 1945), майор. В Советской Армии с 1940. Окончил Чкаловскую военную авиационную школу пилотов (1942), Военную академию имени М. В. Фрунзе (1949). Участник Великой Отечественной войны. В ходе войны был лётчиком-штурмовиком, командиром звена, командиром эскадрильи, штурманом авиаполка. Совершил свыше 200 боевых вылетов. После войны командовал авиаполком. Погиб при исполнении служебных обязанностей. Награждён 2 орденами Ленина, 2 орденами Красного Знамени, орденами Александра Невского, Отечественной войны 1-й степени, медалями. Бронзовый бюст в Кустанае.

*Лит.:* Кириллов П. П., А родом он из Кустаная, в его кн.: Оставшийся в легенде, М., 1983.

*И. Ф. Павлов.*

**Пайпер** (Piper Aircraft Corp.) — самолётостроительная фирма США. Основана в конце 20-х гг.

под названием «Тейлор эркрафт» (Taylor Aircraft Co.), современное название с 1937. Выпускает лёгкие самолёты авиации общего назначения с поршневыми двигателями и турбовиновыми двигателями. Наибольшее распространение получили: J-3 «Каб» (первый полёт в 1936, построено 14 125), PA-28 «Супер каб» (1949, построено 5135) и PA-28 «Чероки» (1963, построено свыше 10 тысяч). В 80-х гг. серийно выпускалось более 20 типов лёгких административных самолётов, среди них: с поршневыми двигателями — «Арчер», «Дакота», «Турбо арроу», «Сенека», «Навахо», «Чифтен», «Уорриор», «Малибу», с турбовиновыми двигателями — «Шайенн». К началу 1990 построено около 130 тысяч самолётов.

**палубный летательный аппарат** — то же, что *корабельный летательный аппарат*.

**«Пан Ам»** (Pan-Am, Pan American World Airways) — авиакомпания США. Осуществляла перевозки в страны Южной и Центральной Америки, Европы, Азии, Африки. Основана в 1927, одна из первых в США. В 1989 перевезла 17,4 миллионов пассажиров, *пассажирооборот* 47,73 миллиардов пассажиро-км. Авиационный парк — 108 самолётов. В конце 80-х гг. вследствие финансовых трудностей начала постепенно утрачивать своё значение, в 1991 обанкротилась и прекратила существование.

**«Панавиа»** (Panavia) — международный консорциум, созданный для разработки и серийного выпуска многоцелевого боевого самолёта «Торнадо» с крылом изменяемой стреловидности (рис. в таблице XXXVI). Образован в 1969 фирмами «*Бритиш эркрафт корпорейшен*» (с 1977 «*Бритиш азроспейс*», Великобритания), «*Мессеримитт — Бёльков — Блом*» (ФРГ) и «*Аэриталия*» (Италия). Первый полёт опытного самолёта состоялся в 1974, серийного — в 1979. К началу 1991 было выпущено около 900 самолётов для стран — участниц программы и на экспорт. См. табл. на стр. 400.

Табл. — **Самолёты консорциума «Панавиа»**

Основные данные	Многоцелевой «Торнадо» GR. 1(1DS)	Перехватчик «Торнадо» F. 3(ADV)
Первый полёт, год	1974	1985
Число и тип двигателей	2 ТРДДФ	2 ТРДДФ
Тяга двигателя, кН	75,3	76,9
Длина самолёта, м	16,72	18,08
Высота самолёта, м	5,95	5,95
Размах крыла, м	8,6* 13,9**	8,6* 13,9**
Площадь крыла, м <sup>2</sup>	30	30

Максимальная взлётная масса, т	27,22	27,99
Масса пустого самолёта, т	14,09	14,5
Боевая нагрузка, т	9	8,5
Максимальная скорость полёта, км/ч	2200	2200
Радиус действия, км	1390	556 (со сверхзвуковым участком полёта); 1853 (полностью дозвуковой полёт)
Экипаж, чел.	2	2
Вооружение и спецоборудование	2 пушки (27 мм), НАР, УР, фоторазведывательное оборудование, системы РЭБ, бомбы (в т. ч. ядерные)	1 пушка (27 мм), 6 УР

\* Максимальный угол стреловидности. \*\* Минимальный угол стреловидности

**панель в авиастроении** — конструктивно-технологический элемент силовой конструкции летательного аппарата, включающий часть обшивки и силового набора. С целью сокращения цикла сборки летательного аппарата в общем стапеле производятся только установка и стыковка готовых **П.**, предварительно собранных при *внестапельной сборке*. Габаритные размеры стыкуемых **П.** определяются конструктивными и технологическими разъёмами агрегата. В высокоресурсных летательных аппаратах ширина **П.** подбирается исходя из условия обеспечения живучести конструкции. По конструктивным признакам различают **П.**: сборные, монолитно-сборные и трёхслойные. Все они могут иметь различную форму с одинарной или двойной кривизной.

**Сборные П.** включают листы обшивки, окантовки, стрингеры, полушпангоуты, нервюры и др., выполненные из готовых полуфабрикатов в виде листов, профилей, штампованных окантовок и др. (рис. 1).

Технология изготовления сборных П. отличается наиболее полным использованием исходных материалов и применением высокопроизводительного автоматического сверлильно-клепального оборудования. Соединение деталей выполняется клёпкой, сваркой, клеесваркой или болтами. **Монолитно-сборные П.** включают предварительно изготовленные оребрённые детали обшивки, полушпангоуты или нервюры (рис. 2). Входящие в П. детали обшивки могут изготавливаться из штамповок, плит, прессов, панелей, механически обработанных листов. Главное преимущество монолитно-сборных П. — малая масса, получаемая благодаря тщательной конструктивной проработке и высококачественной механической обработке. Соединение элементов П. с обшивкой и друг с другом производится аналогично соединению деталей сборной П. Трёхслойные П. включают верхнюю и нижнюю обшивки, связанные между собой лёгким наполнителем (рис. 3). В качестве обшивки, как правило, используются листы из алюминия или других сплавов, а в качестве наполнителя — сотовые блоки, пенопласт и другие пористые материалы. **Трёхслойные П.** позволяют получить при малой строительной высоте жёсткую и прочную конструкцию с минимальной массой.

*В. К. Рахилин.*

Рис. 1. Сборная панель: 1 — обшивка; 2 — нервюра; 3 — стрингер; 4 — верхняя часть лонжерона.

Рис. 2. Монолитно-сборная панель обшивки крыла: а — крыло, образованное верхней и нижней монолитными панелями; б — конструкция, состоящая из нескольких панелей.

Рис. 3. Трёхслойная панель: 1 — верхняя обшивка; 2 — сотовый блок; 3 — нижняя обшивка.

**Панкратьев** Алексей Васильевич (1888—1923) — русский лётчик. После окончания в 1911 Петербургской Офицерской воздухоплавательной школы оставлен при ней лётчиком-инструктором. Первый полёт на аэроплане совершил в 1911. в том же году на Гатчинском военном аэродроме провёл лётные испытания радиостанции, установленной на «Фармане». Был одним из инструкторов *П. Н. Нестерова*. С 1915 в действующей армии. Во время Первой мировой войны командовал воздушным кораблём «Илья Муромец», с 1917 — командир эскадры «муромцев». Принимал участие в работах *А. Н. Журавченко* и *Г. В. Алехновича* по разработке систем вооружения «муромцев». В 1919 участвовал в боевых действиях против белогвардейских конных корпусов генералов Мамонтова и Шкуро. С 1922 начальник оперативного отдела штаба Воздушного Флота РСФСР. Погиб в авиационной катастрофе. Портрет см. на стр. 399.

**А. В. Панкратьев.**

**Паньков** Иван Васильевич (1904—1938) — советский воздухоплаватель. Окончил Дирижаблестроительный институт (1937). С 1932 летал на дирижаблях (помощник командира дирижабля), затем командир дирижаблей В-1 и В-6. Под командованием П. дирижабль В-6 совершил рекордный беспосадочный полёт продолжительностью 130 ч 27 мин (1937). Погиб при выполнении полёта на дирижабле В-6, организованного для снятия со льдины группы И. Д. Папанина.

**И. В. Паньков.**

**Панюков** Борис Егорович (р. 1930) — советский государственный деятель, заслуженный работник транспорта СССР (1984). Окончил Егорьевское авиационно-техническое училище (1950), Высшее авиационное училище (1959). В гражданской авиации с 1947 (авиатехник, контрольный мастер, заместитель начальника линейных эксплуатационно-ремонтных мастерских, начальник аэропорта Минеральные Воды, командир Внуковского объединённого авиаотряда — начальник аэропорта). С 1972 начальник управления перевозок и коммерческой эксплуатации МГА СССР, с 1979 заместитель министра. С 1982 первый заместитель министра, в 1990—1991 — министр гражданской авиации СССР, пред. Комиссии СССР по делам ИКАО. Награждён орденом Октябрьской Революции, двумя орденами Трудового Красного Знамени, медалями.

**параллакс** (от греческого *parallaxis* — уклонение) в авиации, космонавтике — боковое смещение плоскости конечной орбиты летательного аппарата относительно точки старта, измеряемое обычно по дуге большого круга от точки старта летательного аппарата до следа плоскости конечной орбиты (см. рис.) на поверхности Земли. В зависимости от решаемой задачи может быть равен нулю, если плоскость конечной орбиты проходит через точку старта, или составлять тысячи км.

### Схема измерения параллакса.

**параметры рабочего процесса двигателя** (от греческого *parametr{{o}}*n — отмеривающий, соразмеряющий) — совокупность размерных и безразмерных величин, определяющих состояние рабочего тела в характерных сечениях газоздушного тракта двигателя. С учётом КПД элементов, характеризующих совершенство протекающих в них процессов, **П. р. п. д.** определяют удельные параметры авиационного двигателя: удельную тягу  $P_{уд}$  или удельную мощность  $N_{уд}$  и удельный расход топлива  $C_{уд}$  (по тяге) или  $\{\{C_{в}\}\}$  (по мощности). **П. р. п. д.** включают параметры термодинамического цикла: температуру газа перед турбиной (за основной камерой сгорания)  $T_r$ , температуру газа за форсажной камерой сгорания  $T_{\phi}$  (или коэффициент избытка воздуха в форсажной камере), общую степень повышения давления в компрессорах  $\{\{\pi\}\}_{к\{\Sigma\}}$ , а также (в турбореактивных двухконтурных двигателях) — степень повышения давления в вентиляторе  $\{\{\pi\}\}_в$  и степень двухконтурности  $m$ . Кроме того, рабочий процесс двигателя определяется степенью повышения давления скоростным напором набегающего потока  $\{\{\pi\}\}_в$  и его температурой на входе  $T^*_{вх}$ , которые определяются скоростью и высотой полёта и состоянием атмосферы.

Все перечисленные **П. р. п. д.**, кроме температур, являются подобия критериями двигателя. Критериями подобия для нагрева рабочего тела являются отношения  $T^*/T^*_{вх}$  и  $T_{\phi}/T_{вх}$  температур газа в рабочем процессе к температуре воздуха на входе (см. Приведённые параметры двигателя). Степень повышения входного давления скоростным напором  $\{\{\pi\}\}_в$  есть функция Маха числа полёта  $M\{\{\infty\}\}$ , которое также является критерием подобия рабочего процесса.

Выбор значений **П. р. п. д.** определяется их влиянием на удельные параметры двигателя, назначением двигателя, требуемыми надёжностью и ресурсом. Удельная тяга турбореактивного двухконтурного двигателя всегда возрастает с повышением  $T_r$  и падает с увеличением  $m$  (рис. 1). В двигателях транспортных самолётов значения **П. р. п. д.** выбираются из соображения достижения максимальной экономичности при реализации максимально возможного значения  $T_r$ , что обуславливает применение нефорсированных турбореактивных двухконтурных двигателей. Значение  $T_{r\max}$  определяется взлётным режимом в жаркую погоду (температура воздуха  $30\{\{\}^{\circ}\}$ С, давление 0,1 МПа) и достигает 1600—1700 К. При этом в крейсерском полёте (высота  $H = 11$  км,  $M\{\{\infty\}\} = 0,75—0,85$ ) для обеспечения потребной тяги  $T_r = 1300—1400$  К, и это значение при  $\{\{\pi\}\}_{к\{\Sigma\}} = 30—35$  и  $m = 5—6$  близко к оптимальному по удельному расходу топлива  $C_{уд}$  (рис. 2). Значения  $C_{уд\min}$  уменьшаются с повышением значения параметров  $m$  и  $\{\{\pi\}\}_{к\{\Sigma\}}$ . На рис. 1 и 2 даны три значения  $\{\{\pi\}\}_{к\{\Sigma\}}$ : 12, 32 и 50. Значение  $\{\{\pi\}\}_{к\{\Sigma\}} = 12$  характерно для турбореактивных двухконтурных двигателей начала 60-х гг.,  $\{\{\pi\}\}_{к\{\Sigma\}} = 32$  — для турбореактивных двухконтурных двигателей 70—80-х гг.,  $\{\{\pi\}\}_{к\{\Sigma\}} = 50$  — для перспективных турбореактивных двухконтурных двигателей.

В турбореактивных двухконтурных двигателях с форсажной камерой сверхзвуковых манёвренных и многоцелевых самолётов **П. р. п. д.** выбирают, достигая компромисса между требованиями по тяге (габариту и массе) и экономичности. Первое требование удовлетворяется выбором  $T_{r\max}$  и применением форсажа. Значение  $T_{r\min}$  достигает 1600—1800 К. Второе требование особо важно при необходимости полёта сверхзвукового самолёта с дозвуковой скоростью, для чего обычно выбирается  $m_0 = 0,3—2$  на расчётном режиме. Ограничение  $m$  связано с ростом габарита двигателя в связи с падением

$P_{уд.ф.}$  (рис. 3).

Лит.: Нечаев Ю. Н., Федоров Р. М., Теория авиационных газотурбинных двигателей, ч. 2, М., 1978; Теория двухконтурных турбореактивных двигателей, под ред. С. М. Шляхтенко, В. А. Сосунова, М., 1979.

А. Л. Пархомов.

Рис. 1. Пример влияния параметров рабочего процесса на удельную тягу  $P_{уд}$  турбореактивного двухконтурного двигателя ( $N = 11$  км,  $M_{\{\infty\}} = 0,85$ ).

Рис. 2. Пример влияния параметров рабочего процесса на удельный расход топлива  $C_{уд}$  турбореактивного двухконтурного двигателя ( $N = 11$  км,  $M_{\{\infty\}} = 0,85$ ).

Рис. 3. Пример влияния параметров рабочего процесса на удельную тягу двигателя  $P_{уд.ф}$  и удельный расход топлива  $C_{уд.ф}$  турбореактивного двухконтурного двигателя с форсажной камерой ( $N = 0$ ,  $M_{\{\infty\}} = 0$ ).

**гараплан** — общее название летательных аппаратов с гибким крылом, а также первых *дельтапланов* (до появления у них балансирного управления). Для уменьшения скорости свободного падения парашютиста в 30-е гг. в СССР разрабатывались конструкции крыла-парашюта (Г. А. Шмидт, Н. С. Смирнов, 1935; Б. В. Павлов-Сильванский, 1936, и др.), относящиеся к **П.** и являвшиеся прообразом дельтаплана (рис. 1). **П.** в виде гибкого крыла дельтавидной формы в плане предполагалось использовать в качестве планирующего парашюта для возвращения посадочного модуля американского космического аппарата «Джемини». Возможно также применение **П.** с жёстким или надувным каркасом в качестве аварийного средства для спасения пилота самолёта, в качестве разведывательных дистанционно-пилотируемых аппаратов, для десантирования людей, грузов и техники. Имеются бескаркасные конструкции гибкого дельтавидного крыла, являющегося куполом спортивного парашюта, и парашюта-крыла прямоугольной формы в плане с однослойным крылом-куполом (рис. 2). Развитием **П.** являются управляемые планирующие парашюты-крылья прямоугольной формы с двухслойной оболочкой, имеющие *аэродинамическое качество* более 1,5. В зарубежной патентной и технической литературе термин «**П.**» относится в основном к таким конструкциям. Эти **П.**-планирующие парашюты имеют аэродинамическое качество 2,5—3, площадь прямоугольного крыла 19—21 м<sup>2</sup>, скорость горизонтального полёта 9—11 м/с. Кроме термина «**П.**» употребляются также другие названия летательных аппаратов с гибким крылом: парапланёр, параглайдер, гибколёт. Дельтапланы благодаря особенностям системы управления, конструкции и более высокому аэродинамическому совершенству выделились в самостоятельный класс.

В 80-е гг. название **П.** закрепилось за конструкцией парашют-крыло, снабженной мототележкой, обеспечивающей автономный старт и самостоятельный полёт **П.**

Ю. В. Макаров.

Рис. 1. Крыло-парашют конструкции Г. А. Шмидта и Н. С. Смирнова.

Рис. 2. Параплан-дельтавидное крыло Дельта-11-Уинг (США).

**парасоль** [французское *parasol*, буквально — зонтик от солнца; по названию французского самолёта-разведчика Моран-Сольнье L, известного как Моран парасоль (1913)] — *моноплан* с крылом над фюзеляжем (см. рис.).

Конструкция распространения не получила из-за относительно невысоких аэродинамических характеристик.

Подкосный моноплан-парасоль АИР-3 («Пионерская правда») конструкции А. С. Яковлева (1929. СССР).

**парашют** (французское parachute, от греческого  $\rho\alpha\rho\acute{\alpha}$  — против и французского chute — падение) — устройство для торможения объекта, движущегося в сопротивляющейся среде. Комплекс **П.**, раскрывающихся последовательно один за другим, составляет парашютную систему. Для снижения скорости свободного падения лётчика (при вынужденном покидании летательного аппарата), десантника, спортсмена-парашютиста, технического объекта или груза служат спасательные, десантные, спортивные и грузовые **П.** Для обеспечения безопасной посадки космических аппаратов в атмосфере Земли (планет) применяются посадочные **П.** Для создания заданных усилий, направленных против вектора скорости движения объекта в воздухе, используются специальные **П.**: противоштопорные, стабилизирующие, вытяжные, тормозные.

Основные части **П.**: купол со стропами, крепящимися к подвесной системе, вытяжное кольцо с тросом и шпильками, ранец для компактного размещения купола, строп и вытяжного **П.** Используются **П.**, имеющие различную форму купола в плане (круглую, прямоугольную, треугольную), площадь купола 50—80 м<sup>2</sup>. Площадь запасного **П.** 40—50 м<sup>2</sup> (минимальная площадь для безопасного снижения человека с куполом тормозящего действия). Скорость нормального снижения **П.** не превышает 7 м/с. Купол **П.** выполняется из тканей (шёлк, хлопок, нейлон, капрон, стеклометаллизированное волокно и т. п.) различной воздухопроницаемости — от 0 до 500 дм<sup>3</sup>/ (м<sup>2</sup>с), которые отличаются несминаемостью, высокими прочностью, термостойкостью и малой удельной массой.

**П.** вводится в действие принудительно — при отделении парашютиста от летательного аппарата на длину вытяжной верёвки (фала), один конец которой крепится к летательному аппарату, а другой — к вытяжному кольцу **П.**, — от полуавтоматического прибора или вручную.

Схема и описание **П.** впервые даны Леонардо да Винчи (1475). Первые прыжки с **П.** совершили: с башни обсерватории — французский физик Л. С. Ленорман (1783), с воздушного шара — французский воздухоплаватель А. Ж. Гарнерен (1797). Эти **П.** имели жёсткий каркас., который поддерживал раскрытый купол. Первый ранцевый спасательный **П.** был создан в России в 1911 *Г. Е. Котельниковым*. Его **П.** РК-1 с помощью подвесной системы крепился на спине лётчика. **П.** успешно прошёл испытания. Партия **П.** РК-1 (70 штук) поступила для снаряжения лётчиков тяжёлых бомбардировщиков «Илья Муромец». **П.** РК-1 использовался в воздухоплавании для прыжков с подбитых аэростатов во время Первой мировой войны. Котельников, совершенствуя свой **П.**, создал модель с мягким ранцем (РК-3, 1923) и ряд грузовых **П.** Большой вклад в развитие парашютной техники в СССР внесли И. Л. Глушков, О. И. Волков, *Н. А. Лобанов*, А. И. Привалов, Ф. Д. Ткачёв и др., а также испытатели *Е. Н. Андреев*, *В. Г. Романюк*, *П. И. Долгов* и др. В 1956 в СССР был создан первый в мире щелевой манёвренный спортивный **П.** Т-2. Активное управление им и горизонтальную скорость перемещения обеспечивала реактивная сила воздушного потока, вытекающего через регулируемые щели в куполе. Дальнейшее развитие щелевого купола с втянутой вершиной обеспечило **П.** высокую манёвренность и *аэродинамическое качество*, равное 1, при вертикальной скорости снижения 5 м/с (УТ-15).

В 70-е гг. проводились исследования различных конструкций планирующих **П.**, что привело к созданию индивидуальных **П.** с планирующим куполом в форме дельтавидного крыла (Дельта-П-УИНГ, США), парашюта-крыла прямоугольной формы в плане (RL-6, ГДР) с однослойным многощелевым крылом-куполом. Спортивный планирующий **П.** представляет собой крыло (с аэродинамическим качеством более 2,5) прямоугольной формы с двухслойной воздухонепроницаемой оболочкой. К таким **П.** относятся: ПО-9 (СССР, см. рис. 1 и 2), «Стратостар» (США), RL-10 (ГДР). Эти планирующие **П.** имеют аэродинамическое качество 2,5—3,3, площадь крыла-купола 16,8—21 м<sup>2</sup>, скорость горизонтального полёта 9—13,5 м/с при скорости снижения 3—5 м/с. Управляют планирующим **П.** двумя стропами управления, которыми осуществляют рифление всей задней кромки купола или правой и левой её частей.

Грузовые **П.** позволяют десантировать грузы и технику массой до 20 т (например, бронетранспортёры). Они могут иметь один купол площадью до нескольких тысяч м или

многокупольную систему. Грузы сбрасываются в контейнере или на платформе, сброс может производиться на малой высоте с помощью вытяжного **П.**

Противоштопорный **П.** (см. *Противоштопорные устройства*) применяется для аварийного вывода самолёта или планёра из штопора во время лётных испытаний (исследований их штопорных характеристик).

Стабилизирующие и вытяжные **П.** имеют самостоятельное назначение — стабилизацию объектов при свободном падении, при движении с горизонтальной скоростью (сброс грузов с малых высот), при извлечении грузов из летательного аппарата, но они используются главным образом в сложных парашютных системах в качестве промежуточных устройств для подготовки ввода в действие основного **П.**

См. также *Тормозной парашют*.

Лит.: Лисов И. И., Свободный полет, Я, 1979.

Ю. В. Макаров.

Рис. 1. Общий вид раскрытого парашюта ПО-9 серии 2: 1 — верхнее полотнище; 2 — нервы; 3 — нижнее полотнище; 4 — стропа; 5 — раздёргивающая стропа; 6 — свободный конец подвесной системы; 7 — клевант; 8 — стропа управления; 9 — лента рифления; 10 — дополнительные стропы.

Рис. 2. Схема раскрытия парашюта ПО-9 серии 2: А — вытяжной парашют под действием пружинного механизма отошёл от ранца и попал в воздушный поток; Б — под действием силы сопротивления воздуха вытяжной парашют последовательно выдёргивает ленту рифления из карманов на дне ранца, затем вытягивает стропы и купол из распашного чехла; В — после вытягивания строп на всю длину купол парашюта попадает в воздушный поток; Г — под действием набегающего потока, преодолевая силу сопротивления ленты рифления, купол наполняется; Д — набегающий поток воздуха наполняет внутреннюю полость купола, купол принимает крыловидную форму и начинается планирующий спуск системы парашютист — парашют в режиме торможения. Взявшись за клеванты, парашютист натягивает стропы управления, при этом развязывается узел фиксации строп управления, и купол переходит в режим управляемого полёта.

**парашютирование** — см. в статье *Посадка*.

**парашютный спорт** — один из видов *авиационного спорта*; соревнования в прыжках с летательного аппарата с использованием парашюта, в СССР развитие **П. с.** обязано деятельности *Осоавиахима*, по инициативе и под руководством которого в начале 30-х гг. стали проводиться показательные прыжки, а затем и состязания парашютистов. Первые прыжки совершены 27 июля 1930 группой спортсменов (6 чел.) под руководством военного летчика Л. Г. Минова. После 1-го слёта спортсменов-парашютистов (Тушино, 1935), в котором приняли участие 128 мужчин и 20 женщин из 21 аэроклуба страны, во многих городах регулярно проводились соревнования по укладке парашютов, прыжкам с парашютной вышки, технике выполнения прыжков с самолёта. С 1949 ежегодно проводились всесоюзные соревнования по **П. с.**

Различают несколько разновидностей **П. с.**: классический парашютизм, групповая и купольная парашютная акробатика, парашютное многоборье, пара-ски. Чемпионаты мира и Европы по **классическому парашютизму** проводятся один раз в 2 года. Первый чемпионат мира состоялся в 1951 в Югославии. Всесоюзные соревнования организовывались ежегодно (с 1956). В программу соревнований по классическому парашютизму могут включаться следующие основные упражнения: одиночные и групповые прыжки с 1000—1200 м на точность приземления в круг радиусом 5 м (зачёт по попаданию в центр мишени диаметром 5 см); индивидуальные акробатические прыжки с высоты 2000 м с задержкой раскрытия парашюта не более 30 с и

выполнение комплекса фигур в свободном падении (спирали и сальто). Победителем в точности приземления считается спортсмен, имевший наименьшее отклонение от центра мишени во всех 4—6 прыжках, и команда, показавшая наименьшее отклонение от центра мишени в сумме всех прыжков участников группы (до 4 человек) во всех прыжках упражнения. Победителем в одиночных акробатических прыжках объявляется спортсмен, выполнивший комплекс акробатических фигур за наименьшее время. Абсолютным чемпионом по классическому парашютному спорту считается спортсмен, имеющий лучшие показатели в сумме двух упражнений, — одиночные прыжки на точность приземления (рис. 1) и одиночная акробатика.

Чемпионаты мира и Европы по **групповой и купольной акробатике** организуются один раз в 2 года. Первый чемпионат мира состоялся в 1975 в ФРГ. Чемпионаты СССР проводились ежегодно с 1982. В программу соревнований по групповой и купольной парашютной акробатике (рис. 2) включаются: групповые акробатические прыжки командами из 4 человек; групповые акробатические прыжки командами из 8 человек; купольная акробатика (чередование для команд из 4 человек); скоростное построение для команд из 8 человек при групповых акробатических прыжках отделение от самолёта (вертолёт) производится на высоте 3000 м (4 человека) или 3800 м

(8 чел.), свободное падение длится 50 с (4 человека) или 65 с (8 человек). При купольной акробатике прыжки выполняются с высоты 2200 м (4 человека), или 1500 м (8 человек), рабочее время парашютистов 180 с для группы из 4 человек и 100 с для группы из 8 человек.

По **парашютному многоборью** чемпионаты СССР проводились с 1975. В состязания включались упражнения: одиночные и групповые прыжки на точность приземления; стрельба из малокалиберной винтовки (50 м, 20 выстрелов); легкоатлетический кросс (мужчины 3 км, женщины 1500 м); плавание вольным стилем на 100 м. Победителем считался спортсмен, показавший лучшие результаты по сумме всех упражнений.

Чемпионаты мира по **пара-ски** [от пара(шют) и ски (от англ. ийского ski — лыжа)] проводились в 1987 и 1989. В их программу входили: скоростной спуск на лыжах и парашютный прыжок на точность приземления в заданном квадрате.

**П. с.** в СССР занималось до 80 тысяч человек, ежегодно совершалось около 850 тысяч прыжков. Руководство **П. с.** осуществлялось ДОСААФ СССР, в учебных авиационных организациях которого проводилась подготовка спортсменов. Аэроклубы и авиаспортклубы ДОСААФ располагали необходимой материальной базой (летательными аппаратами, парашютной техникой) и квалифицированными инструкторами. Основные типы парашютов: ПО-9, УТ-15, УТ-15 (серия 4). **П. с.** культивируется в 60 странах мира (пара-ски в 16). В ходе международных встреч советские парашютисты неоднократно завоёвывали призовые места. На 1 января 1991 им принадлежало большинство мировых рекордов (52 из 66 зарегистрированных ФАИ). Абсолютными чемпионами мира были: И. А. Федчишин (1954), Н. И. Пряхнна и П. Ф. Островский (1958), Л. М. Ерёмина и В. С. Крестьянников (1966), Т. Н. Воинова и Е. В. Ткаченко (1968), Л. Г. Ячменев (1970), Н. П. Сергеева (1974), В. Н. Закорецкая и Г. Н. Сурабко (1976), И. А. Тёрло (1978), Л. А. Корычева (1982), Н. П. Ушмаев — единственный в мире парашютист, получивший это звание дважды (1974, 1980), С. М. Рамазов (1990). Закорецкая — обладательница 51 мирового рекорда, единственная в мире женщина, совершившая 10 тысяч прыжков с парашютом. См. статью *Рекорды авиационные*.

А. С. Гуськов, Г. П. Поляков.

Рис. 1. Прыжок на точность приземления.

Рис. 2. Купольная парашютная акробатика (парашютная этажерка).

**парение планера** — полёт планёра с использованием атм. восходящих потоков для сохранения или увеличения высоты полёта. Парение является необходимым элементом длит. полёта планёра.

Тактика парения различна в восходящих потоках разной физической природы. В динамических потоках, возникающих под действием ветра у протяжённых склонов холмов и гор, траектория **П. п.** состоит из прямолинейных участков, направление которых перпендикулярно направлению ветра, и разворотов на  $180\{\{\circ\}\}$ . В термических потоках, поперечные размеры которых невелики, парение осуществляется по спиральным траекториям. Поскольку основная цель парения — увеличение высоты полёта, режим полёта по *углу атаки* выбирается близким к минимальной скорости снижения. При этом *сопротивление аэродинамическое* планёра вдвое превышает его сопротивление на угле атаки, отвечающем максимальному *аэродинамическому качеству*, *подъёмная сила* больше в 1,7 раза, а минимальная скорость снижения на 10—12% меньше. Поэтому полёт на режиме минимальной скорости снижения может существенно увеличить темп набора высоты за счёт скорости восходящего потока по сравнению с режимом полёта с максимальным аэродинамическим качеством.

**Паршин** Георгий Михайлович (1916—1956) — советский лётчик-испытатель, майор, дважды Герой Советского Союза (1944, 1945). Окончил школу инструкторов Гражданского воздушного флота (1936). Участник Великой Отечественной войны. В ходе войны был лётчиком-штурмовиком, командиром звена, командиром эскадрильи, штурманом и командиром штурмового авиаполка. Совершил 253 боевых вылета, в воздушных боях сбил 10 вражеских самолётов. После войны работал в ГВФ, затем лётчиком-испытателем. Погиб при испытании самолёта. Награждён орденом Ленина, 4 орденами Красного Знамени, орденами Суворова 3-й степ., Александра Невского, Отечественной войны 1-й степ., медалями. Бронзовый бюст в поселке Залегощь Орловской области.

*Лит.:* [Попова Л. М.](#), Дважды Герой Сов. Союза Г. М. Паршин, М., 1949; [Пирогов В. А.](#), Звезды негасимый свет, Тула, 1988.

**пассажировместимость самолёта** — число пассажирских *кресел* в салонах самолёта. Зависит от плотности компоновки салонов и класса устанавливаемых кресел. Минимальное значение **П.** соответствует «смешанной» компоновке салонов (8—20% кресел первого класса, остальные — туристского). Для достижения максимальной **П.** применяются компоновки с размещением кресел экономического класса и компоновки «максимальной плотности». См. также *Коэффициент пассажирозагрузки*.

**пассажирооборот** — показатель объёма работы по перевозке пассажиров; измеряется в пассажиро-километрах (пассажиро-км). **П.** авиационного транспорта СССР в миллиардах пассажиро-км составлял в 1940 — 0,2, в 1965 — 38,1, в 1970 — 78,2, в 1980 — 160,6, в 1990 — 243,8.

**пассажиропоток** — число пассажиров, перевезённых в единицу времени (год, квартал и т. д.). **П.** характеризует интенсивность и равномерность перевозок. Годовая неравномерность по направлениям (туда и обратно) невелика, но отмечаются месячные колебания (особенно на курортных линиях). В 1970 авиационным транспортом СССР перевезены 71 миллион человек, в 1980 — 104 миллиона, в 1990 — 138 миллионов человек.

**пассажирский самолёт** — гражданский самолёт для перевозки пассажиров, их багажа, почты и грузов. Характеристики **П. с.**, их двигателей и оборудования должны удовлетворять *Нормам лётной годности*. Основные требования к **П. с.:** безопасность полётов, экономичность эксплуатации, надёжность систем, обеспечивающих полёт, минимальный уровень шума на местности и комфорт для пассажиров, который создаётся кондиционированием воздуха, минимальным уровнем внутрикабинного шума, оформлением интерьера, удобными креслами, устройствами для развлечения и т. п. (см. *Класс пассажирского салона*).

**Конструктивные особенности П. с.:** высокая степень резервирования систем и агрегатов; высокая эксплуатационная живучесть конструкции; большие герметизированные фюзеляжи; вместительные багажные помещения; шасси, обеспечивающие мягкую посадку; двигатели, имеющие минимальный расход топлива на крейсерских режимах полёта.

**Классификация П. с.** может быть выполнена по следующим признакам: дальность полёта, тип двигателей, поколение самолёта. В зависимости от дальности полёта различают **П. с.** местных линий (дальность до 1000 км) и *магистральные самолёты* (дальность от 1000 до 11000 км и более). За рубежом выделяется также так называемая авиация общего назначения. К ней относятся самолёты с числом мест не более 30 (учебные, административные, аэротакси), а также планеры и гражданские вертолёты. По типу двигателей различают поршневые, турбовинтовые и турбореактивные (реактивные) **П. с.** Реактивные **П. с.** могут быть с одно- и двухконтурными (турбовентиляторными) двигателями. **П. с.** 1950—1980-х гг. в СССР подразделяли на 3 поколения, отличающиеся главным образом типом двигателей. **П. с.** первого поколения оснащались турбовинтовыми двигателями и одноконтурными турбореактивными двигателями. Для второго поколения характерны двухконтурные турбореактивные двигатели с умеренной *степенью двухконтурности*, для третьего — с высокой степенью двухконтурности. К другим характерным признакам относятся: схема размещения двигателей (в крыле, в хвостовой части фюзеляжа, на пилонах под крылом), диаметр фюзеляжа (у самолётов первых двух поколений он был не более 4 м, у **П. с.** третьего поколения превысил 6 м), техническое совершенство систем бортового оборудования.

Основные направления развития **П. с.** указанных поколений — значительное увеличение *производительности* самолёта и, следовательно, его экономической и *топливной эффективности*, повышение уровня аэродинамического, весового, конструктивного и технологического совершенства **П. с.** каждого последующего поколения. Достигалось это на каждом этапе различными средствами: для самолётов первого поколения — увеличением крейсерской скорости полёта при экономически оправданных расходах топлива; для второго поколения — применением более экономичных двухконтурных двигателей и повышением плотности компоновки салонов, для третьего — значительным увеличением пассажироместимости, а также улучшением комфорта с целью привлечения пассажиров.

Основная проблема создания **П. с.** 90-х гг., то есть самолётов четвёртого поколения, состояла в сокращении расхода топлива, приходящегося на единицу транспортной работы (на один пассажиро-км). Главными направлениями её решения стали повышение *аэродинамического качества*, уменьшение массы самолёта и улучшение экономичности двигателей (использование *сверхкритических профилей* крыла, увеличение *удлинения* крыла, применение *активных систем управления* и *композиционных материалов*, совершенствование двигателей и т. д.). Кроме того, решались проблемы дальнейшего повышения безопасности полёта, охраны окружающей среды, уменьшения шума на местности и др.

Табл. — Самолёты В. М. Петлякова

Основные данные	Пе-8	«100»	Пе-2 с двигател ем М- 105	Пе-3	Пе-2 с двигател ем М- 105Ф	Пе-2 с двигател ем АШ- 82Ф	Пе-2Б
Первый полёт, год	1936	1939	1940	1941	1942	1943	1943
Начало серийного производства, год	1940	-	1941	1941	-	-	1944

Число, тип и марка двигателей	4 ПД АМ-35А	2 ПД М-105	2 ПД М-105	2 ПД М-105	2 ПД М-105Ф	2 ПД АШ-82Ф	2 ПД ВК-105ПФ
Мощность двигателя, кВт	993	809	809	809	956	1250	890
Длина самолёта, м	23,2	12,925	12,69	12,24	13,725	12,24	12,24
Высота самолёта, м	8,26	4	3,925	4	3,94	4,2	4,175
Размах крыла, м	39,13	17,16	17,12	17,15	17,15	17,15	17,15
Площадь крыла, м <sup>2</sup>	188,66	40,5	40,5	40,5	40 5	40,5	40,5
Колея шасси, м	6,54	4,72	4,73	4,72	4,72	4,72	4,72
Взлётная масса, т:							
нормальная	25	7,26	7,536	7,88	8,96	8,125	8,58
максимальная	32	-	8,5	-	9,36	-	8,98
Масса пустого самолёта, т	18,38	5,77	5,863	5,73	6,667	-	6,195
Максимальная дальность полёта, км	4700	1400	1200	2150	-	1170	1380
Максимальная скорость полёта, км/ч	440	535	540	535	560	547	534
Потолок, м	10300	12000	8800	8700	10300	9100	8800

Экипаж, чел.	11	3	3	2	3	3	3
--------------	----	---	---	---	---	---	---

**Историческая справка.** Развитие **П. с.** в СССР началось с поршневых одномоторных самолётов с малыми пассажироместимостью и грузоподъёмностью. Первый отечественный **П. с.** АК-1 был создан в 1924. В 30-е гг. строились **П. с.** различных типов, но выпуск каждого обычно не превышал нескольких десятков машин. В большом количестве производились восьмиместные **П. с.** К-5 (К. А. Калинина); 9-местные АНТ-9 (А. Н. Туполева). Самым распространённым **П. с.** за рубежом в 30-е гг. был DC-3 фирмы «Дуглас» (США). В СССР этот самолёт под названием «Ли-2» строился по лицензии (выпущено более 2 тысяч машин). Он был основным **П. с.** ГВФ в те годы (до него — **П. с.** К-5). После Великой Отечественной войны в СССР были созданы двухдвигательный 27-местный **П. с.** Ил-12 (1945), а затем Ил-14 (1950). Эти самолёты послужили основой формирования массовой воздушно-транспортной системы СССР. В 50-х гг. в СССР и за рубежом появились турбовинтовые и турбореактивные **П. с.**

На характеристики **П. с.** различных классов оказывало влияние появление новых типов двигателей. В период поршневых **П. с.** взлётная масса, а также грузоподъёмность и пассажироместимость постепенно возрастали. Например, взлётная масса самолёта К-5 составляла 3,75 т, Ли-2 — 10,7 т, Ил-14 — 17,5 т. Разработка **П. с.** с турбовинтовыми двигателями началась созданием средних магистральных самолётов (взлётная масса 50—80 т) Ил-18 и Ан-10 (СССР); Воккерс «Вайкаунт» и «Авангард», Бристоль «Британия» (Великобритания); Локхид «Электра» (США). Затем были созданы ближние магистральные **П. с.** (15—20 т) Ан-24 (СССР), Фоккер F.27 «Френдшип» (Нидерланды); «Авро-748», Хэндли Пейдж «Гералд» (Великобритания), «Потез-842» (Франция). В классе дальних магистральных **П. с.** был построен сов. самолёт Ту-114. С появлением турбореактивных двигателей развитие **П. с.** шло от «тяжёлых» к «лёгким». Причиной такой последовательности создания **П. с.** явилось то, что реактивные **П. с.** отличались большой скоростью полёта, но при этом и большим расходом топлива. Экономический эффект от полётов с большими скоростями, компенсирующий повышенный расход топлива, достигается лишь при большой дальности полёта на многотоннажных **П. с.**, у которых велика коммерческая отдача. Средние и ближние магистральные **П. с.** с турбореактивными двигателями создавались, как правило, позже на базе более экономичных двигателей.

Рост пассажироместимости, грузоподъёмности, скорости и дальности полёта, сопровождающийся возрастанием взлётной массы **П. с.**, приводит к повышению их производительности и эффективности. Изменение этих характеристик происходило плавно — при использовании одного типа двигателей путём совершенствования аэродинамики **П. с.** и газодинамических процессов двигателя и скачкообразно — при появлении новых типов двигателей.

*Лит.:* Яковлев А. С., Советские самолеты, М., 1982.

*В. М. Шейнин.*

**патрульный летательный аппарат** — выполняет какую-либо задачу наблюдения (охраны) в заданном районе. Патрулирование может производиться в целях контроля территориальных вод (см. рис.), лесных мас-

На охране рыбных богатств.

сивов, движения на автомобильных дорогах, состояния нефте- и газопроводов и линий электропередач в отдаленных районах и т. п. За рубежом патрульными часто называют также противолодочные летательные аппараты.

**ПВ-1** (пулемёт воздушный) — один из первых советских авиационных пулемётов. Создан в 1926 *А. В. Надашкевичем* на основе пехотного пулемёта «Максим» калибра 7,62 мм; при этом была повышена скорострельность с 600 до 780 выстрелов в 1 мин и уменьшена масса с 20 до 14,5 кг. До середины 30-х гг. был основным оружием советских истребителей.

**Пе** — марка самолётов, созданных под руководством *В. М. Петлякова*. Возглавлявшееся им ОКБ специализировалось на разработке бомбардировщиков. Основные данные некоторых самолётов приведены в таблице.

ОКБ берёт начало с создания в июле 1934 в КОСОС (конструкторском отделе сектора опытного строительства) ЦАГИ бригады для проектирования тяжёлого бомбардировщика АНТ-42 (ТБ-7) с четырьмя

Основные данные	Пе-8	«100»	Пе-2 с двигател ем М- 105	Пс-3	Пс-2 с двигател ем М- 105Ф	Пе-2 с двигател ем АШ- 82Ф	Пе-2Б
Первый полёт, год .....	1936	1939	1940	1941	1942	1942	1943
Начало серийного производства, год . . .	1940	1940	1941	1941	1942	1942	1944
	4поршне в двигат	2поршне в двигат	2поршне в двигат			2поршне в двигат	2поршне в двигат
	АМ-35А ОQO	М- 105	М-105	2поршне в двигат М-105	2поршне в двигат М-103Ф	АШ-82Ф 1250	ВК- Ю5ПФ 890
	9-1 о			809	you		12,24
	о од	4	12,69	12,24	1 *j, 1 40	1 ji,/*Т	4,175
	ОQ 1 0		и,У/и	4	3,94	4,2	17,15
		17,16 40,5	17,12	17,15	17,15	17,15	40,5
	6,54	4,72	40,5	40,5		40,5	4,72
Взлётная масса, т:	25	7,26	1,;i}	4,72 7,88	4,72 8,96	4,72	8,58 8,98

нормальная .....	00		7,536			8,125	
	1 Q 1Й	5,77					6,195
Максимальная дальность полёта, км . . . . .	4700 440 10300	1400 535 12000	1200 540	о, /о 2150 535	6,667 560	1170 547	1380 534 8800
Максимальная скорость полёта, км/ч . . . . .							
	11	3		о/ии	1UOUU	9100	3
				2			— — -

поршневыми двигателями. К этому времени тяжелый бомбардировщик ТБ-3 стал уязвимым при зенитном обстреле и атаках истребителей вследствие недостаточности высоты и скорости полёта, поэтому НИИ ВВС выдал ЦАГИ технические требования к самолёту с более высокими характеристиками.

ТБ-7 отличался от ТБ-3 более обтекаемой формой: были установлены зализы между основными агрегатами конструкции, гофрированную обшивку заменили гладкой, переднее шасси сделали убирающимся. Были применены воздушные винты с изменяющимся в полёте шагом. Из-за отсутствия высотных двигателей на самолётах опытной партии для достижения необходимой высоты полёта установили дополнительные поршневые двигатели М-100 для привода нагнетателя, обеспечивающего наддув и высотность четырёх основных поршневых двигателей АМ-34. На самолёте применили новейшие образцы электро-, радио- и навигац. оборудования, электропривод некоторых агрегатов управления двигателем. С внедрением этих нововведений была создана качественно новая машина. При использовании нагнетателя самолёт превзошёл по скорости все известные тяжёлые бомбардировщики и сравнялся с лучшими истребителями. Высокая манёвренность на высоте 8000—10000 м обеспечивала прицельное бомбометание и хорошую защиту манёвром от зенитной артиллерии. Мощное оборонительное вооружение (по два пулемёта ШКАС и УБ, две пушки ШВАК) обеспечивало надёжную защиту от истребителей. Максимальная бомбовая нагрузка составляла 4 т. Решение о серийном производстве было принято в 1938, однако первый серийный самолёт с четырьмя поршневыми двигателями АМ-35А был построен в 1940. Название Пе-8 дано этому самолёту после гибели Петлякова в 1942. Самолёт (рис. 1 и рис. в таблице XVI) оставил значительный след в истории отечественной авиации; он (наряду с др. самолётами) применялся для нанесения бомбовых ударов по Берлину в первые месяцы Великой Отечественной войны; в 1942 на нем осуществлён перелёт с дипломатической миссией в США; в ходе войны эти самолёты наносили бомбовые удары по глубоким тылам Германии и её союзников. После войны Пе-8 применялся в Арктике как транспортный самолёт; взлётная масса достигла 35 т, весовая отдача более 50%. Всего построено 93 самолёта (кроме поршневых двигателей АМ-35А применялись М-82, М-105, АЧ-30Б и др.). После необоснованного ареста Петляков возглавил в ЦКБ-29 НКВД отдел, в котором в августе 1938 было начато проектирование высотного цельнометаллического истребителя «100» (рис. 2). Основное назначение самолёта — ведение боя

со скоростными бомбардировщиками на высоте 6500—11000 м. Для решения этой задачи впервые в отечественном самолётостроении экипаж истребителя размещался в герметических кабинах (в передней — лётчик, в задней — штурман и стрелок-радист). Силовая установка самолёта включала два поршневых двигателя М-105, каждый из которых имел два турбокомпрессора наддува ТК-2, разработанных в ЦИАМ. В управлении широко использовались электромеханизмы. Вооружение — два пулемёта ШКАС и две пушки ШВАК. Первый полёт «100» совершил 22 декабря 1939. В отчёте о государственных испытаниях особо отмечалось удобство герметичных кабин для длительного пребывания на больших высотах и высокие аэродинамические характеристики самолёта. Однако назначение самолёта было изменено. Анализ боевых действий в Испании показал, что успех применения бомбардировочной авиации во фронтовых операциях зависит от наличия пикирующих бомбардировщиков (это было подтверждено успешным применением самолёта Юнкере Ju 87). Поэтому, ввиду отсутствия в СССР пикирующего бомбардировщика, позволявшего производить прицельное бомбометание, было принято решение создать на базе самолёта «100» пикирующий бомбардировщик без герметичной кабин и турбокомпрессора (оставив без изменения крыло, центроплан, шасси и оперение и установив четыре пулемёта ШКАС, бомбы до 1 т). Самолёту дали обозначение «100ПБ», затем «ПБ-100» и в 1940 — Пе-2 (рис. 3). В первомайском параде 1941 приняли участие серийные Пе-2.

В августе 1941 был построен двухместный истребитель дальнего действия Пе-3, являвшийся модификацией Пе-2. Было много сочетаний вооружения этого самолёта пулемётами УБ, ШКАС и пушкой ШВАК. Пе-3 применялись для патрулирования в зоне ПВО Москвы, для дальней фоторазведки, иногда для бомбометания.

В октябре 1941 ОКБ было эвакуировано в Казань на завод №22, где в варианте истребителей были созданы Пе-2И (успешно прошедший государственные испытания) и одноместный Пе-2ВИ (ВИ-1) с гермокабиной.

12 января 1942 в авиационной катастрофе Петляков погиб. ОКБ возглавил А. М. Изаксон, затем А. И. Путилов. В июне 1943 главным конструктором по серийному производству и модификациям Пе-2 назначен В. М. Мясищев (см. статью *М*), под руководством которого, наряду с успешным обеспечением выпуска серийных самолётов, осуществлена разработка ряда удачных модификаций; в 1940—1945 их выполнено около 30. Всего было построено свыше 11400 самолётов Пе-2.

*Лит.:* Шавров В. Б., История конструкций самолетов в СССР. 1938—1950, 2 изд., М., 1988.

В. Я. Гончаров.

Рис. 1. Пе-8.

Рис. 2. «100».

Рис. 3. Пе-2.

**педальи управления** — один из рычагов управления. **П. у.** предназначены для

отклонения руля направления (см. *Рули управления*) с целью создания сил и моментов для управления движением летательного аппарата по курсу. По принятым в мировой практике правилам при движении правой педали (ноги) вперёд самолёт (планёр) должен поворачивать вправо. По конструкции различают **П. у.**, перемещающиеся в горизонтальной плоскости (используются в основном на лёгких, спортивных самолётах; см. рис.), в вертикальной плоскости (наиболее распространены) и по направляющим (встречаются редко). См. также *Штурвальное управление*.

Впервые **П. у.** были установлены на французском самолёте «Ньюпор IV» (1911) для управления перекашиванием (гошированием) крыльев.

О **П. у.** вертолётном см. в статье *Вертолёт*.

Педали, перемещающиеся в горизонтальной плоскости: 1 — педаль; 2 — механизм регулировки педалей; 3 — коромысло; 4 — качалка; 5 — кронштейн; 6 — тяга.

**пеленг** (от голландского peiling) — 1) угол между одной из основных плоскостей (обычно плоскость меридиана), принятых за начало отсчёта угловых координат, и направлением на наблюдаемый объект. Отсчитывается от северного направления (например, меридиана) по ходу часовой стрелки. 2) *Строй* летательных аппаратов.

**пеноматериалы** в авиастроении. **П.** — лёгкие газонаполненные материалы ячеистого строения, напоминающие по структуре затвердевшую пену. Изготавливаются из полимеров, резин, стекла, керамики, алюминия и других веществ. Различают **П.** замкнуто-ячеистой и открыто-пористой структуры. При замкнуто-ячеистой структуре газ заполняет не сообщающиеся между собой ячейки, при открыто-пористой — ячейки сообщаются между собой. Серийно выпускаемые **П.** имеют смешанную структуру.

**П.** получают путём «вспенивания» вещества, находящегося в вязкотекучем или высокоэластическом состоянии. Для этого в состав композиций вводят газообразователи — порофоры, которые при нагревании разлагаются с выделением газа. Так получают разнообразные виды **пенопластмасс**. Для изготовления пенопластмасс используются также процессы, в которых газ выделяется при химической реакции между компонентами (пенополиуретаны). Существуют способы механического диспергирования воздуха в жидкой композиции («мипора»). Резиновые губки обычно изготавливают путём насыщения композиции газом при высоком давлении в процессе вулканизации; при сбросе давления газ «вспучивает» высокоэластичную массу. Плотность **П.** органического происхождения (пенопластмасс, пенорезин) — от 15—20 до 500—700 кг/м<sup>3</sup>.

Разновидность **П.** — **сферопласты** (или синтактные пенопласты), получаемые путём смешения микросфер с полимерным связующим. Плотность сферопластов зависит от материала микросфер (стекло, полимеры, углерод и др.), их удельного содержания и составляет от 200—300 до 700—800 кг/м<sup>3</sup>.

**Пеностекло**, **пенокерамику** получают путём обжига шихты, содержащей добавки мела, мраморной муки, кокса и других веществ, разлагающихся при нагревании с выделением в расплавленной массе газообразных продуктов. Вспененный материал затем охлаждается. Плотность такого **П.** от 100—200 до 700—1000 кг/м<sup>3</sup>.

Для получения **пеноалюминия** (плотность от 250 до 750 кг/м<sup>3</sup>) в расплавленный металл вводят гидриды титана, циркония, разлагающиеся с выделением водорода. Пенистая структура сохраняется при быстром охлаждении.

Свойства **П.** зависят от их химического состава, плотности, структуры. Чем меньше плотность, тем меньше и механическая прочность **П.**, но тем лучше их теплоизоляционные свойства. **П.** замкнуто-ячеистой структуры отличаются малым водопоглощением, сохраняют плавучесть в течение многих лет. **П.** на основе полимеров и керамики — хорошие диэлектрики. Пенопластмассы на основе фенопластов и полиимидов сохраняют работоспособность до 200—350{°}С, пеноалюминий — до 400—500{°}С, пенокерамика — до 800—1000{°}С.

**П.** выпускают в виде листов, плит, готовых формованных изделий, а также в виде полуфабрикатов для вспенивания на месте применения непосредственно в объёмах конструкций. В авиастроении **П.** применяют в качестве заполнителей несущих плоскостей самолётов, для теплоизоляции кабин, для изготовления радиопрозрачных обтекателей, линзовых антенн, отражателей, герметизации блоков радио- и электротехнической аппаратуры; эластичные **П.** используются как демпфирующие и амортизирующие материалы, как мягкие элементы авиационных кресел; крупноячеистый поролон служит в качестве взрывоподавляющего и огнепреграждающего средства в топливных баках.

*Лит.:* Берлин А. А., Шутов Ф. А., Химия и технология газонаполненных высокополимеров, М.,

1980.

*М. Я. Бородин.*

**«Первое российское товарищество воздухоплавания С. С. Щетинин и К°»**, завод Щетинина, — первое специализированное авиастроительное предприятие в России. Основано в июле 1909 в Петербурге (С. С. Щетинин — директор-распорядитель, юрист по образованию, спортсмен-авиатор). Освоение производства самолётов началось в 1910 с постройки бипланов «Россия-А» и монопланов «Россия-Б» (изготовлено по 5 экземпляров каждого), а затем стали выпускаться самолёты французских моделей по заказам Военного ведомства. С приходом на завод *Д. П. Григоровича* получили развитие работы по гидросамолётам. В 1914 была построена его первая летающая лодка М-1, в 1915 и 1916 созданы широко известные лодки М-5 и М-9 (рис. в таблице VI), которые отличались высоким для своего времени техническим уровнем и были приняты на вооружение. В 1910—1917 было выпущено св. 1300 самолётов различных типов. Производство лодок Григоровича продолжалось и после национализации завода (он вошёл в состав завода «Красный лётчик»).

**перевозка воздушная** — транспортировка пассажиров, багажа, грузов и почты, выполняемая авиатранспортными предприятиями на воздушных судах за установленную плату в соответствии с условиями договора **П. в.**

Общие вопросы, связанные с международными **П. в.**, регулируются нормами *Варшавской конвенции* 1929 и Гаагского протокола 1955, а также национальным законодательством. Международная ассоциация воздушного транспорта (ИАТА) выработала общие условия **П. в.**, с учётом которых во всех странах каждое авиапредприятие самостоятельно разрабатывает правила **П. в.**

*Лит.:* Савичев Г. П., Договор воздушной перевозки, М., 1963; Международное воздушное право, кн. 2, М., 1981; Садиков О. Н., Правовое регулирование международных перевозок, М., 1981.

*Н. Н. Остроумов.*

**перевозка чартерная** — см. *Чартер воздушный*.

**перевозочные документы** (билет, багажная квитанция, грузовая накладная, почтовая накладная). При перевозке пассажиров перевозчик обязан выдавать билет установленной формы и багажную квитанцию, которые удостоверяют договор воздушной перевозки и его условия. Утраченный билет не возобновляется, и уплаченные за него деньги не возвращаются. Пассажир обязан хранить билет до окончания перевозки, а в случае возникновения претензии — до её разрешения. За безбилетный проезд с пассажира взыскивается стоимость перевозки и налагается штраф. Билет даёт право на полёт только между аэропортами отправления и назначения и через аэропорты пересадок (остановок) пассажира, которые указаны в билете. Билет с гарантированной датой даёт право на полёт от указанного в нём начального аэропорта или аэропорта обратного вылета только в дату и рейсом, которые в нём указаны; билет с открытой датой — только после внесения в него перевозчиком даты вылета и номера рейса. **Багажная квитанция** объединена с билетом. В случае провоза багажа сверх установленной нормы бесплатного провоза, а также в случае объявления пассажиром ценности багажа выдаётся отдельная квитанция на оплачиваемый багаж.

Договор воздушной перевозки груза (почты), его условия и принятие груза (почты) к перевозке удостоверяются **грузовой (почтовой) накладной**. Вместо накладной могут использоваться технические средства, сохраняющие запись информации об условиях заключённого договора перевозки. Тарифы и сборы, взимаемые при перевозке грузов, указываются в грузовой накладной перевозчиком. На каждую грузовую отправку составляется отдельная грузовая накладная.

По одному **П. д.** могут осуществляться перевозки различными видами транспорта (перевозки в прямом смешанном сообщении).

См. также *Варшавская конвенция 1929*.

*Н. Н. Остроумов*.

**переворот** — *фигура пилотажа*: поворот летательного аппарата относительно продольной оси на  $180^\circ$  с последующим движением по нисходящей траектории в вертикальной плоскости и выводом в горизонтальный полёт в направлении, обратном вводу (см. рис.). Выполняется при нормальной *перегрузке*, значительно превышающей единицу. Область значений высот и скоростей полёта, при которых выполняется ввод в **П.**, ограничена.

**Переворот.**

**переворот на горке** — *фигура пилотажа*: в верхней части *горки* летательный аппарат поворачивается вокруг продольной оси на  $180\{\{\circ\}\}$  с последующим искривлением траектории вниз

в вертикальной плоскости и выходом, в горизонтальный полёт в направлении, противоположном вводу в горку (см. рис.).

**Переворот на горке.**

**перегоночная дальность полёта** — дальность полёта при отсутствии коммерческой (боевой) нагрузки с запасом топлива, определяемым ограничениями по прочности летательного аппарата, и с минимально необходимым для выполнения задания снаряжением. Для увеличения запаса топлива могут использоваться дополнительные внутренние и подвесные *топливные баки*.

**перегородки на крыле летательного аппарата** — пластины, установленные вертикально на стреловидном крыле параллельно плоскости симметрии летательного аппарата. Обычно **П.** устанавливаются на верхней поверхности крыла; иногда **П.** выполняют с охватом носовой части профиля (см. рис.). **П.** ослабляют неблагоприятные эффекты, связанные с интенсивными поперечными течениями на верхней поверхности стреловидного крыла, направленными в сторону концов крыла. Эти поперечные течения приводят к утолщению пограничного слоя и возникновению *срывов потока* в концевых сечениях крыла при сравнительно малых *углах атаки*. Развитие срывного обтекания снижает несущие свойства концевых сечений крыла и ухудшает тем самым *продольную устойчивость* и поперечную управляемость летательного аппарата (см. *Боковая управляемость*) с крылом прямой стреловидности при больших углах атаки. Установка **П.** приводит к увеличению максимального значения коэффициента подъёмной силы (см. *Аэродинамические коэффициенты*) и критических углов атаки, улучшению *продольной статической устойчивости*, повышению эффективности элеронов, расположенных в концевых сечениях крыла. Эпюры распределения давления показывают, что в сечениях крыла прямой стреловидности, расположенных по размаху ниже **П.**, несущие свойства существенно возрастают, и хотя в сечениях, расположенных выше **П.**, эти свойства несколько уменьшаются, в целом установка **П.** создаёт существенный положительный эффект увеличения подъёмной силы крыла при больших углах атаки. На крейсерских режимах полёта наличие **П.** приводит к некоторому росту аэродинамического сопротивления летательного аппарата.

**Перегородки (заштрихованы) на крыле самолёта.**

**перегрузка** — 1) **П.** в центре масс — отношение  $n$  результирующей силы  $R$  (сумма тяги и аэродинамической силы, см. *Аэродинамические силы и моменты*) к произведению массы летательного аппарата  $m$  на ускорение свободного падения  $g$ :  $n = R/mg$  (при определении **П.** для условий *разбега* и *пробега* следует дополнительно учитывать силы реакции земли). **П.** определяет нагруженность конструкции летательного аппарата (см. *Эксплуатационная перегрузка*) и характеризует его *манёвренность*. Обычно рассматриваются проекции  $n$  на оси выделенной по условиям задачи *системы координат* летательного аппарата. Например, проекции  $n$  на оси связанной системы координат позволяют судить о возможности летательного аппарата набирать

скорость (продольная  $\Pi. n_x$ ), кривизне траекторий в вертикальной (нормальная  $\Pi. n_y$ ) и горизонтальной (поперечная  $\Pi. n_z$ ) плоскостях. В расчётах на прочность учитываются местные  $\Pi.$ , равные сумме  $\Pi.$  в центре масс и отношений ускорений, определяемых вращением летательного аппарата и упругими колебаниями конструкции в рассматриваемой точке, к  $g$  (см. также *Виброперегрузка*).

$\Pi.$  измеряется акселерометрами и датчиками  $\Pi.$ , сигналы которых могут использоваться в системе управления. Практически на всех современных самолётах ведётся непрерывная запись  $\Pi.$ , которая используется для последующего анализа пилотирования, сбора статистики по повторяемости нагрузок, при разборе лётных происшествий, аварий и т. д.

*О. А. Кузнецов.*

2) Динамический фактор полёта, оказывающий определённое влияние на организм человека. По характеру воздействия  $\Pi.$  могут быть ударными (кратковременными) и длительными. Ударные  $\Pi.$  (от тысячных до десятых долей секунды) имеют место при авариях, жёсткой посадке летательного аппарата, катапультировании, раскрытии парашюта и приземлении. Длительные  $\Pi.$  возникают в манёвренном полёте — так называемая *пилотажная перегрузка* (ПП). ПП характеризуется направлением, длительностью и повторяемостью действия. Направление вектора ПП всегда противоположно вектору ускорения (прямолинейному или радиальному). По направлению относительно главной -оси тела человека различают продольные, поперечные и боковые ПП. В полете чаще всего встречаются продольные  $\Pi.$  — вдоль линии «голова — таз». В особый класс выделяют большие и длительные  $\Pi.$  (БДП) — более 7 единиц более 10 с и с градиентом нарастания более 1 ед/с.

Изменения, происходящие в организме человека под влиянием ПП, зависят от параметров перегрузки, внешних условий, функционального состояния организма и средств защиты от  $\Pi.$  Действие ПП субъективно воспринимается как повышение веса тела и сопровождается выраженным затруднением дыхания и движения конечностей, появлением зрительных нарушений (серая и чёрная пелена), иногда возникают неприятные и даже болевые ощущения (главным образом в подложечной и за грудиной областях). Воздействие ПП характеризуется увеличением гидростатического давления крови и неоднородной деформацией различных органов, что приводит к усиленному перемещению крови в нижнюю половину тела и особенно в сосуды брюшной полости, к снижению притока крови к сердцу и её обогащения кислородом в лёгких, ухудшению кровотока в сосудах мозга и глазного яблока, повышению возбудимости центральной нервной системы и проводящей системы сердца. В крайних случаях, при экстремальных значениях ПП или при ослабленном состоянии организма (перегревание, заболевание, утомление, мышечное расслабление и др.), а также при отсутствии противоперегрузочного костюма возможно кратковременное обморочное состояние, которое может сопровождаться полкой или частичной потерей пространственной ориентации, судорогами, снижением работоспособности в период восстановления.

При повторных воздействиях БДП при условии их постепенного нарастания обычно возникает состояние повышенной тренированности организма. Для профилактики неблагоприятного воздействия БДП и повышения их переносимости проводят систему мероприятий с использованием средств противоперегрузочной защиты. К ним относятся различные устройства, создающие противодействие на нижнюю половину тела и в лёгких, уменьшающие составляющую  $\Pi.$  вдоль линии «голова — таз», например, за счёт наклона спинки кресла назад, а также специальная подготовка, тренировка на центрифугах и в манёвренном полёте. Не менее важное значение имеет соблюдение общегигиенических требований, грамотное выполнение лётчиком противоперегрузочных приёмов, знание правил эксплуатации защитного противоперегрузочного снаряжения и поведения в критических ситуациях.

*Лит.: Сергеев А. А., Физиологические механизмы действия ускорений, Л., 1967; Савин Б. М., Гипервесомость и функции центральной нервной системы, Л., 1970; Васильев П. В.,*

Котовская А. Р., Длительные линейные и радиальные ускорения, в кн.: Основы космической биологии и медицины, т. 2, кн. 1, М., 1975; Авиационная медицина (руководство), М. 1986.

Р. А. Вартбаронов.

**передаточная функция** линейной стационарной системы управления (системы автоматического регулирования) — отношение изображений (результатов преобразования) выходного и входного сигналов с нулевыми начальными данными. Наиболее часто используется преобразование Лапласа, устанавливающее следующую зависимость между функцией времени  $X(t)$  (оригиналом) и её изображением  $X(p)$ :

$$X(p) = \int_0^{\infty} X(t)e^{-pt} dt$$

Обратное преобразование Лапласа определяет оригинал по его изображению:

{{формула}}

Линейному дифференциальному уравнению с постоянным коэффициентом  $a_1$  и  $bl$

{{формула}}

( $X_{вых}$  — отклик системы на внешнее воздействие  $X_{вх}$ ) соответствует уравнение в изображениях  $X_{вых}(p) = W(p)X_{вх}(p)$  (в теории управления это уравнение принято изображать графически — см. рис.), где  $W(p) = B(p)/A(p)$  и есть **П. ф.** системы. При этом {{формула}}, {{формула}}, а  $X_{вх}$  и  $X_{вых}$  — изображения входного и выходного сигналов, вычисленные при условии, что в начальный момент времени указанные функции и их производные равны нулю [уравнение  $A(p) = 0$  — характеристическое уравнение, а корни уравнения  $B(p) = 0$ , характеризующие воздействие входного сигнала на систему, называются нулями **П. ф.**]. **П. ф.** системы определяется только её статическими и динамическими свойствами; результатом её обратного преобразования является **импульсная переходная функция**, то есть реакция системы на импульсное входное воздействие.

**П. ф.** сложной системы является комбинацией **П. ф.** составляющих её звеньев. Для многомерной системы, имеющей несколько входов, могут быть определены **П. ф.** по всем параметрам состояния и их линейным комбинациям при каждом входном воздействии. **П. ф.** широко применяются при анализе динамики летательного аппарата и синтезе систем управления, так как позволяют полностью или частично решить ряд задач этого класса с помощью алгебраических операций.

При исследовании динамики летательного аппарата с системами управления, включающими бортовые ЭВМ, используется так называемое Z-преобразование сигналов и соответствующие ему дискретные (импульсные) **П. ф.** систем и их элементов.

Лит.: Техническая кибернетика. Теория автоматического регулирования, под ред. В. В. Солодовникова, кн. 1—3, М., 1967—69; Бюшгенс Г. С., Студнев Р. В., Аэродинамика самолета. Динамика продольного и бокового движения, М., 1979. Ю. Г. Живов.

**передаточное отношение** в системе управления — отношение приращения угла отклонения ({{δ}}, рад) руля управления к приращению перемещения ( $x$ , м) рычага управления (РУ) лётчиком:  $k_{ш} = d\{\delta\}/dx$ . **П. о.** может быть постоянным или переменным по перемещению РУ или по режимам полёта. Изменение  $k_{ш}$  необходимо для обеспечения приемлемых характеристик управляемости (например, обеспечение потребных перемещений РУ на единицу нормальной перегрузки или угловой скорости крена) или для ограничения отклонения рулей по условиям прочности (например, уменьшение отклонения руля направления с увеличением скорости полёта).

В системах управления с механической *проводкой управления* применяются несколько типов устройств изменения  $k_{ш}$ . К простейшим устройствам относится механизм нелинейной передачи от РУ к рулю (рис. 1). Механизм нелинейной передачи обеспечивает малое отклонение руля вблизи нейтрального положения РУ ( $k_{ш \min}$ ) и большое отклонение при крайних его положениях ( $k_{ш \max}$ ).

Устройства другого типа производят однократное дискретное изменение  $k_{ш}$ , например, после взлёта и перед посадкой самолёта по сигналам уборки или выпуска шасси или закрылков. Применение указанных простейших устройств регулирования  $k_{ш}$  не позволяет обеспечить оптимальные характеристики управляемости во всём диапазоне режимов полёта летательного аппарата, особенно для управления *продольным движением*. Поэтому в системах управления этим движением применяются более сложные устройства регулирования  $k_{ш}$  — **автоматы П. о.**, изменяющие  $k_{ш}$  в зависимости от режимов полёта, например, скорости  $V$ , высоты полёта  $H$ , так называемого балансирующего отклонения руля  $\delta_{бал}$  (см. *Балансировка*). Такой автомат может обеспечить практически постоянное перемещение РУ на единицу нормальной перегрузки. Наибольшее распространение в системах управления продольным движением получили две основные схемы автоматов регулирования  $k_{ш}$ . В первой схеме (рис. 2) с помощью обычно электромеханического привода изменяется плечо в одном из звеньев механической проводки по сигналам вычислителя  $k_{ш}$ . В другой схеме регулирование  $k_{ш}$  осуществляется суммированием движения механической проводки и выходного элемента последовательного сервопривода. В этой схеме в вычислитель дополнительно вводится сигнал от датчика перемещений РУ. При значительном диапазоне изменения  $k_{ш}$  (более чем в 2,5 раза) требуются специальные меры обеспечения надёжности таких устройств (например, *резервирование*). Другое название **П. о.** — **коэффициент передачи**.

В. Я. Бочаров.

Рис. 1.

Рис. 2.

**перекомпенсация** — обращение знака *шарнирного момента* (изменение направления шарнирного момента на противоположное «нормальному»). Проявляется, когда *центр давления* (см. *также Фокус аэродинамический*) рассматриваемого органа управления (ОУ) оказывается впереди его оси вращения. Поскольку значение и направление усилия на ручке управления непосредственно связано со значением и направлением шарнирного момента (рис. 1), полёт на самолётах с ручным управлением с перекомпенсированным ОУ значительно усложняется и является нежелательным.

На рис. 2 приведены примеры зависимостей коэффициента шарнирного момента  $m_{ш}$  (см. *Аэродинамические коэффициенты*) ОУ от угла его отклонения  $\{\{\delta\}\}$  для неперекомпенсированного (кривая 1), перекомпенсированного (кривая 2), частично перекомпенсированного (кривая 3) ОУ и для ОУ с местным уменьшением шарнирного момента (кривая 4). **П.** ОУ может возникнуть не сразу при его отклонении, а начиная с какого-то угла; такой ОУ называется частично перекомпенсированным. ОУ, имеющий зависимость коэффициента шарнирного момента вида 4 на рис. 2 (возникающую, например, при использовании *аэродинамической компенсации*), называют ОУ с местным уменьшением шарнирного момента, поскольку во всём диапазоне углов его отклонения обращение знака шарнирного момента не наблюдается. Однако если в области снижения шарнирного момента лётчик *триммером* уменьшит его до нуля (кривая 5), то при дальнейшем увеличении угла отклонения ОУ происходит обращение знака шарнирного момента и возникает местная **П.** (область **П.** заштрихована) ОУ на сбалансированных режимах полёта.

Полёт самолёта с частично перекомпенсированным ОУ или с ОУ, имеющим местное уменьшение шарнирного момента, также может привести к большим затруднениям при пилотировании из-за возможного обращения знака усилий на рычаге управления.

В. Г. Микеладзе.

Рис. 1. Схема направлений усилия  $F$  пилота на ручке управления, перемещения  $n$  ручки управления, отклонения  $\{\{\delta\}\}$  органа управления ОУ и шарнирного момента  $M_{ш}$  для «нормального»  $a$  и перекомпенсированного  $b$  органов управления.

## Рис. 2.

**перекрытие несущих винтов** — геометрическая характеристика взаимного расположения *несущих винтов* в горизонтальной плоскости у *вертолётов* двухвинтовой и многовинтовой схем. Мерой **П. н. в.** служит **коэффициент перекрытия**, равный отношению расстояния между центрами втулок несущих винтов к их радиусу (см. рис.). У винтов, *ометаемые площади* которых только касаются друг друга, коэффициент перекрытия равен 2. При сближении втулок винтов получаются схемы с перекрытием. В практике проектирования коэффициент перекрытия берётся обычно 1,5—1,7. Применение винтов с перекрытием позволяет создать более компактные конструкции вертолётов, обладающие меньшей массой, но при этом увеличивается взаимное влияние винтов, которое уменьшает подъёмную силу (то есть увеличивает требуемую мощность).

Перекрытие несущих винтов:  $a$  — перекрытие;  $R$  — радиус несущего винта.

**Перелёт** Алексей Дмитриевич (1914—1953) — советский лётчик-испытатель, майор, Герой Советского Союза (1954, посмертно). Окончил Балашовскую военную авиационную школу (1937). Работал в ОКБ А. Н. Туполева с 1943. Испытывал опытные самолёты Ту-4, Ту-16, Ту-77, Ту-82 и др. Погиб при испытании опытного самолёта, приказав экипажу покинуть его борт. Ленинская премия (1957, посмертно). Награждён 2 орденами Ленина, 3 орденами Красного Знамени, 2 орденами Красной Звезды, медалями. Портрет см. на стр. 415.

## А. Д. Перелет.

**перелёты на самолётах. П.**, в особенности беспосадочные, показывают на каждом этапе развития авиации предельные возможности авиатехники по дальности, продолжительности и крейсерской скорости полёта и по выносливости конструкции. Они характеризуют мастерство и мужество лётчиков. ФАИ регистрирует дальность полёта по прямой и по замкнутому маршруту в числе семи видов абсолютных мировых рекордов, а также в числе рекордов по классам, группам и категориям летательных аппаратов (см. *Рекорды авиационные*). Ранее регистрировались также рекорды дальности за сутки, по ломаной линии, с пассажирами, с грузом, женские. Поэтому многие **П.** были рекордными. Как показатель возможностей авиации **П.** имеют большое общественное значение, а в первые десятилетия развития самолёта они были ещё и важным стимулом его совершенствования. В таблице на страницах 410—411 приводятся сведения об основных **П.** отечественных лётчиков и некоторые **П.** зарубежных лётчиков.

## Ю. В. Засыпкин.

**переноса явления** — необратимые процессы пространственного переноса какой-либо физической величины (массы, импульса, энергии, электрического заряда и т. д.), происходящие в неоднородных сплошных средах вследствие взаимодействия хаотически движущихся микрочастиц (например, молекул). К **П. я.** относятся, например, вязкость (внутреннее трение) — перенос импульса, обусловленного градиентом среднemasсовой скорости; теплопроводность — перенос энергии вследствие градиента температуры; диффузия — перенос вещества (компонента смеси) при наличии градиентов концентраций. Перенос вещества под действием градиентов общего давления смеси (бародиффузия) и температуры (термодиффузия) и перенос энергии под действием градиентов концентраций компонентов смеси (диффузионный термоэффект) относятся к так называемым перекрёстным процессам, в которых градиент одной физической величины вызывает перенос другой. Перенос физической величины осуществляется в направлении, обратном градиенту соответствующей газодинамической переменной. **П. я.** изучают *кинетика физико-химическая* и *кинетическая теория газов*. В движущихся средах происходит также конвективный перенос.

В аэродинамике изложенные выше традиционные определения **П. я.** с линейными *переносными свойствами среды* оправданы при *Кнудсена числе*  $Kn \ll 1$ . При  $Kn \approx 1$  **П. я.** носят более сложный нелокальный и, вообще говоря, нелинейный характер, и определяются не, только

перемещением и столкновением молекул и атомов среды между собой, но и взаимодействием их с обтекаемой поверхностью.

*В. С. Галкин.*

Табл. — Перелёты отечественных и зарубежных лётчиков

Дата	Маршрут; расстояние, время	Экипаж; самолёт	Значение перелёта
Основные перелёты отечественных лётчиков			
03(16).07.1910	Одесса— Дофиновка; 16 км за 15 мин	С. И. Уточкин; Фарман IV	1-й русский перелёт на самолёте сухопутного базирования над морем
09(22). 10.1910	Петербург— Гатчина; 64 км за 56 мин	Е. В. Руднев, С. Плотников; Фарман III	Всероссийские рекорды дальности и продолжительност и полёта по прямой
29.11(12.12).1910	Елизаветполь— Тифлис (Гянджа— Тбилиси); 188 км за 1 ч 47 мин	А. А. Васильев; Блерио XI	Всероссийские рекорды дальности и продолжительност и полёта по прямой
10—11(23— 24).07.1911	Петербург— Новгород— Валдай— Торжок —Подсолнечная —Москва; 725 км за 24 ч 41 мин 14 с (9 ч 30 мин лётного времени)	А. А. Васильев; Блерио XI (другие участники перелёт не завершили)	1-й перелёт по этому маршруту. Этап Петербург— Подсолнечная (667 км за 15 ч) — мировой рекорд дальности за сутки; 1-й мировой рекорд русского лётчика
16—17(29— 30).06.1914	Петербург— Орша— Копысь— Киев; 1280 км за 30 ч 30 мин (12 ч 50 мин лётного времени)	И. И. Сикорский, Х. В. Пруссис, Г. И. Лавров, В. С. Панасюк; «Илья Муромец»	1-й перелёт на самолёте отечеств, конструкции.  Мировые рекорды дальности: с 2 и 3 пассажирами — 750 км (Петербург — Орша) и за сутки с 3 пассажирами— 830 км (Петербург

			—Колысь)
28.06(11.07).1914	Киев— Новосокольники — Петербург; 1200 км за 14 ч 38 мин (13 ч 5 мин лётного времени)	И. И. Сикорский, Г. И. Лавров, В. С. Панасюк; «Илья Муромец»	Мировой рекорд дальности за сутки с 2 пассажирами
08(21).08.1914	Вдоль западного берега Новой Земли; 448 км за 4 ч 20 мин	Я. И. Нагурский, Е. В. Кузнецов; «Морис Фарман»	Первый полёт в Арктике
02.04.1918	Петроград— Москва; 650 км за 4 ч 10 мин	Н. И. Петров, Шнор; «Сопвич»	1-й советский перелёт и 1-й беспосадочный перелёт по этому маршруту.
12—15.04.1919	Винница— Будапешт с двумя посадками; 1062 км за 8 лётных ч	В. А. Ходорович с пассажиром Д. Фодором; «Эльфауге»	Перелёт в Венгерскую Советскую Республику. 1-й советский международный перелёт
14—18.01.1921	Полторацк (ныне Ашгабад)—Каган — Керки—Термез и обратно; 2450 км за 22 ч 45 мин лётного времени	Б. К. Веллинг, Н. П. Грунин; «Эльфауге»	1-й советский дальний перелёт
10—22.07.1924	Москва—Нижний Новгород— Казань и обратно; 1500 км за 12 ч 10 мин лётного времени	А. И. Томашевский, А. И. Сидоров, Н. А. Камышов, В. Л. Александров; АК- 1	1-й перелёт самолёта советской конструкции
10.06—13.07.1925	Москва—Улан- Батор— Пекин с посадками; 6476 км за 52 лётных часа	М. М. Громов, Е. В. Родзевич; Р-1  М. А. Волковойнов, В. П. Кузнецов; Р-1  А. Н. Екатов, Ф. П. Маликов; Р-2  И. К. Поляков, И. В. Михеев; Ю-13 «Правда»	1-й советский групповой дальний перелёт. Выполнен на разнотипных самолётах в трудных условиях — над тайгой, горными хребтами и пустыней Гоби. Успешно прошли испытания

		Н. И. Найденов, В. В. Осипов; Ю-13 «Красный камвольщик»  А. И. Томашевский, В. П. Камышев; АК-1 «Латышский стрелок»	самолёты советской постройки Р-1, Р-2, АК-1
31.08—02.09.1926	Москва—Кенигсберг—Берлин—Париж—Рим—Вена—Прага—Варшава—Москва; 7150 км за 34 ч 15 мин лётного времени	М. М. Громов, Е. В. Родзевич; АНТ-3 «Пролетарий»	Скоростной облёт западноевропейских столиц. Продемонстрированы успехи СССР в серийном металлическом самолётостроении
19.07.1927	Севастополь—Москва; 1420 км за 15 ч30 мин	Ю. И. Пионтковский; АИР-1	1-й дальний беспосадочный перелёт советского лёгкого самолёта. Неофициальные мировые рекорды дальности и продолжительности для легких самолётов 3-й категории
20.08—01.09 и 10—22.09.1927	Москва—Токио и обратно с посадками; 22 тыс. км за 153 лётных часа	С. А. Шестаков, Д. В. Фуфаев; АНТ-3 «Наш ответ»	Выдающийся по дальности перелёт на самолете советской конструкции с двигателем советского производства
10.07—08.08.1929	Москва—Берлин—Париж—Рим—Марсель—Невер—Лондон—Париж—Берлин—Варшава—Москва; 9037 км за 53 ч полёта	М. М. Громов, В. П. Русаков, 9 пассажиров; АНТ-9 «Крылья Советов»	2-й облёт европейских столиц. Демонстрация новых достижений советской авиационной промышленности
23.08—01.11.1929	Москва—Нью-	С. А. Шестаков,	1-й перелёт из

	Йорк через Сибирь и Аляску, с посадками; 21242 км за 141 ч 45 мин лётного времени, в т. ч. 8 тысяч км над океаном	Ф. Е. Болотов, Б. Ф. Стерлигов, Д. В. Фуфаев; АНТ-4 «Страна Советов»	СССР в США, исключительный по дальности и сложности. Выполнен на самолёте советской конструкции
06.09.1929	Минеральные Воды—Москва; 1750 км за 10 ч 23 мин	А. И. Филин, А. Ф. Ковальков; АИР-3 «Пионерская правда»	Неофициальный мировой рекорд дальности для лёгких самолётов 1-й категории
20—22.07.1936	Москва—остров Уд (ныне остров Чкалов) через Северный Ледовитый океан и Камчатку; 9374 км за 56 ч 20 мин	В. П. Чкалов, Г. Ф. Байдуков, А. В. Беляков; АНТ-25	Неофициальный мировой рекорд дальности по ломаной линии и проверка возможностей АНТ-25 перед полётом через Северный полюс
18—20.06.1937	Москва—Северный полюс—Ванкувер (США); 9130 км (по прямой 8582,96 км) за 63 ч 16 мин, в т. ч. 5900 км над океанами	В. П. Чкалов, Г. Ф. Байдуков, А. В. Беляков; АНТ-25 (РД-2)	1-й в истории беспосадочный перелет из СССР в США. Всесоюзный рекорд дальности по прямой
12—14.07.1937	Москва—Северный полюс—Сан-Джасинто (США); 11500 км (по прямой 10148 км) за 62 ч 17 мин, в т. ч. 5500 км над океанами	М. М. Громов, А. Б. Юмашев, С. А. Данилин; АНТ-25 (РД-1)	2-й беспосадочный перелёт из СССР в США. Мировые рекорды дальности по прямой (первый советский абсолютный мировой рекорд) и ломаной линии
26.08.1937	Москва—Севастополь—Свердловск—Москва (беспосадочный); 5018,2 км за 16 ч	В. К. Коккинаки; ЦКБ-26	Мировые рекорды скорости (325,257 км/ч) по замкнутому маршруту 5000 км без груза и с

			грузом 0,5 т и 1 т
23—24.09.1937	Москва— Красноярск; 3318,198 км за 19 ч 59 мин	А. Н. Гусаров, В. Л. Глебов; САМ- 5-2бис	Мировой рекорд дальности по прямой для лёгких самолётов 1-й категории
24.10.1937	Москва— Актюбинск; 1444,722 км за 7 ч 26 мин	В. С. Гризодубова, М. М. Раскова; АИР-12	Женский мировой рекорд дальности по прямой для лёгких самолётов 1-й категории
27—28.06.1938	Москва—Спасск- Дальний; 7580 км (по прямой 6850 км) за 24 ч 36 мин	В. К. Коккинаки, А. М. Бряндинский; ЦКБ-30 «Москва»	Выдающийся по дальности и средней скорости (307 км/ч) перелёт бомбардировщика
02.07.1938	Севастополь— Архангельск; 2371,990 км (по прямой 2241,501 км) за 10 ч 33 мин	П. Д. Осипенко, В. Ф. Ломако, М. М. Раскова; МП-1	Женские мировые рекорды дальности по ломаной линии и по прямой для гидросамолетов
24—25.09.1938	Москва—пос. Керби (ныне село им. Полины Осипенко Хабаровского края); 6450 км (по прямой 5908,61 км) за 26 ч 29 мин	В. С. Гризодубова. П. Д. Осипенко, М. М. Раскова; АНТ-37бис «Родина»	Женский мировой рекорд дальности по прямой
28—29.04.1939	Москва—остров Мискоу (Миску) (Канада) 8 тыс. км (по прямой 6516 км) за 22 ч 56 мин	В. К. Коккинаки, М. Х. Гордиенко; ЦКБ-30 «Москва»	1-й советский трансатлантическ ий перелёт
28.08.1939	Москва— Свердловск— Севастополь— Москва (беспосадочный)	Н. П. Шебанов, В. А. Матвеев Н. А. Байкузов; «Сталь- 7»	Мировой рекорд скорости (404,936 км/ч) по замкнутому маршруту 5000 км без груза
22.03.1956	Москва—Лондон; более 2 тысяч км за 3 ч	А. К. Стариков, И. К. Багрич, Н. К. Беляев, Н. В. Кочетков, Г. И. Гончаренко; Ту-	1-й международный перелёт советского реактивного

		104	пассажирского самолёта
28.06.1959	Москва—Нью-Йорк; 8191 км за 11 ч 6 мин	А. Н. Якимов, К. П. Сапелкин, М. А. Нюхтиков и др.; Ту-114	1-й беспосадочный перелёт СССР—США на турбовинтовом самолёте
18.06.1975	Москва—Северный полюс—Сиэтл (США); 9480 км за 10 ч 54 мин	А. К. Витковский, Ю. И. Зеленков и др.; Ил-62М	Беспосадочный перелёт по маршруту перелёта 18—20.06.1937 с пассажирами (Г. Ф. Байдуковым, А. В. Беляковым, И. В. Чкаловым)
06—07.05.1987	Москва—Касимов—Сиротинская—Зензели—Чардара—Байково—залив Креста—Мурманск—Юхнов—Жданов—Москва (беспосадочный); 20150,921 км за 24 ч 32 мин	В. И. Терской, Ю. П. Ресницкий с экипажем; Ан-124 «Руслан»	Мировой рекорд дальности по замкнутому маршруту для реактивных самолётов
Некоторые перелёты зарубежных лётчиков			
30.10.1908	Буйи—Реймс; 27 км за 20 мин	А. Фарман (Франция); «Буазен»	1-й внеаэродромный полёт
25.07.1909	Кале—Дувр; 38 км за 37 мин	Л. Блерио (Франция); Блерио XI	1-й перелёт через Ла-Манш
07—17.08.1910	Париж—Труа—Нанси—Дуэ—Амьен—Париж; 810 км за 12 ч 1 мин 1 с лётного времени	А. Леблан (Франция); Блерио XI	1-й групповой круговой перелёт. Из восьми лётчиков финишировали двое
23.09.1913	Сен-Рафаэль (Франция)—Бизерта (Тунис); 730 км за 7 ч 53 мин, в т. ч. более	Р. Гарро (Франция); «Моран Сольнье»	1-й беспосадочный перелёт через Средиземное море

	500 км над морем		
08—31.05.1919	Рокавей (США, штат Нью-Джерси)—Плимут (Великобритания); 6315 км за 57 ч 16 мин лётного времени	А. С. Рид с экипажем (США) Кёртис NC-4 (гидросамолёт)	1-й трансатлантический перелёт. Посадки в США, Канаде, на Азорских островах, в Португалии и Испании (всего 7 посадок)
14—15.06.1919	Сент-Джон (остров Ньюфаундленд)—Клифден (Ирландия); 3040 км за 16 ч 27 мин (от берега до берега —15 ч 57 мин)	Дж. Алкок, А. У. Браун (Великобритания); Виккерс «Вичи»	1-й беспосадочный трансатлантический перелёт (не межконтинентальный)
02—03.05.1923	Нью-Йорк—Сан-Диего; 4088 км за 26 ч 50 мин	О. Г. Келли, Дж. А. Макриди (США); Фоккер Т-2	1-й беспосадочный трансконтинентальный перелёт через США
06.04—28.09.1924	Из Сиэтла в западном направлении—Сиэтл; 42398 км за 363 ч 7 мин лётного времени	Л. Х. Смит, Л. П. Арнолд и Э. Х. Нильсон, Дж. Хардинг (США); два самолёта Дуглас «Уорлд круизер» («Чикаго» и «Нью-Орлеан»)	1-й кругосветный перелёт. Выполнен на двух однотипных самолётах с 66 посадками
09.05.1926	Остров Шпицберген—район Северного полюса и обратно; 2575 км за 15 ч 30 мин	Р. Бэрд и Ф. Беннетт (США); Фоккер F. VIIA-3m «Джозефина Форд»	1-й удачный полёт к Северному полюсу (но полюс, возможно, не был достигнут)
20—21.05.1927	Нью-Йорк—Париж; 5809 км за 33 ч 30 мин	Ч. Линдберг (США); Райан NYP «Спирит оф Сент-Луис»	1-й беспосадочный трансатлантический перелёт в одиночку и от континента до континента; мировой рекорд дальности по

			прямой
04—06.06.1927	Нью-Йорк (США) —Эйслебен (Германия); 6294 км за 43 ч	К. Д. Чемберлен, Ч. А. Левин (США); Райт- Белланка «Колумбия»	Беспосадочный трансатлантическ ий перелёт с установлением мирового рекорда дальности по прямой
31.05—09.06.1928	Сан-Франциско (США)— Гонолулу (Гавайи) —Сува (Фиджи) —Брисбен (Австралия); 11260 км за 83 ч 38 мин лётного времени	Ч. Кингсфорд- Смит с экипажем (Австралия, США); Фоккер F. VIIA-3m «Саутерн кросс»	1-й перелёт через Тихий океан из США в Австралию, с посадками
28—29.11.1929	База Литл- Америка (Китовая бухта)—район Южного полюса и обратно; 2575 км за 18 ч 39 мин	Р. Бэрд с экипажем (США); Форд 4-AT «Флойд Беннетт»	1-й полёт к Южному полюсу
15—22.07.1933	Нью-Йорк— Берлин— Кенигсберг— Москва— Новосибирск— Иркутск— Рухлово— Хабаровск—Флат —Фэрбенкс— Эдмонтон—Нью- Йорк; 25099 км за 186 ч 49 мин	У. Пост (США); Локхид «Вега» («Уинни Мей»)	1-й кругосветный перелёт в одиночку с посадками
05—07.11.1938	Исмаилия (Египет)—Дарвин (Австралия); 11520,421 км за 48 ч	Экипажи Р. Г. Келлета и А. Н. Комба (Великобритания) ; два Виккерс «Уэлсли»	Мировой рекорд дальности по прямой (последний перед 2-й мировой войной)
29.09—01.10.1946	Перт (Австралия) —Колумбус (шт. Огайо, США); 18081,99 км за 55 ч 14 мин	Т. Д. Дейвис с экипажем (США); Локхид P2U-1 «Нептун» («Тракьюлент тёртл»)	Мировой рекорд дальности по прямой для поршневых самолётов (до января 1962 — для всех групп

			самолётов)
26.02—02.03.1949	Из Форт-Уэрта (США) в восточном направлении— Форт-Уэрт; 37742 км за 94 ч 1 мин	Дж. Галлахер с экипажем (США); Боинг В-50А	1-й беспосадочный кругосветный перелёт с четырьмя дозаправками в полёте
10—11.01.1962	Остров Окинава — Мадрид; 20168,78 км за 22 ч 10 мин	К. П. Эвели с экипажем (США); Боинг-В-52Н	Мировой рекорд дальности по прямой
11—23.12.1986	Из авиабазы Эдуардс (США) в западном направлении— Эдуардс; 40212,139 км за 216 ч 3 мин 44 с	Д. Рутан, Дж. Йигер; «Вояджер»	1-й беспосадочный кругосветный полёт без дозаправки в полёте — действующий абсолютный мировой рекорд дальности по прямой и по замкнутому маршруту
29—30.01.1988	Сиэтл—Афины—Тайбэй—Сиэтл; 37034 км за 36 ч 54 мин 15 с со средней скоростью 1003,53 км/ч	К. Лэси, В. Джобст с экипажем и пассажирами (США); Боинг 7475Р «Френдшип уан»	Кругосветный перелёт с 2 посадками. Мировой рекорд скорости вокруг света (в западном направлении)
26—28.02.1988	Хьюстон—Шаннон—Дубай—Тайбэй—Мауи—Хьюстон; 37092 км за 36 ч 8 мин 34 с со средней скоростью 1026,34 км/ч	А. Э. Полсон, Р. К. Смитс с экипажем (США); Гольфстрим аэроспейс «Гольф стрим» G-IV	Кругосветный перелёт с 4 посадками. Мировой рекорд скорости вокруг света (в восточном направлении)
23.04.1988	Ираклион (остров Крит)—остров Тира (Сантория) в Эгейском море; 119 км за 3 ч 54 мин	К. Канелопулос (Греция); мускулолёт «Дедал» Массачусетского технологического института (США)	Рекордный по дальности и продолжительности полёт летательного аппарата с мускульным приводом;

			маршрут мифологического полёта Дедала и Икара
--	--	--	---

**переносные свойства среды** — связи между интенсивностями переноса физических величин и градиентами газодинамических переменных в сплошных средах. Уравнения аэро- и гидродинамики (*Навье — Стокса уравнения* и др.) основаны на линейных связях, описывающих переноса явления: напряжения внутреннего трения  $p_{\{\alpha\beta\}} = -\{\mu\}e_{\{\alpha\beta\}}$  ( $\{\alpha\beta\}$  — пара любых декартовых координат  $x, y, z$ ), тепловой поток  $q = -\lambda\{\Delta\}T$  (закон Фурье). Здесь  $\{\mu\}$  — динамическая вязкость,  $e$  — компонента тензора скоростей деформаций,  $\{\lambda\}$  — теплопроводность,  $\{\{V\}\}T$  — градиент температуры. В высокотемпературном воздухе происходят различные физико-химические процессы (например, в гиперзвуковом течении около спускаемого летательного аппарата), и его необходимо рассматривать как многокомпонентную смесь многоатомных газов. **П. с. с.** для неё определяются так называемым методом Чепмена—Энскога (см. *Кинетическая теория газов*). При расчёте течения в *пограничном слое* обычно пренебрегают баро- и термодиффузией, тогда диффузионный поток  $i$ -го компонента смеси

$\{\{формула\}\}$

где  $n_i$  — числовая плотность  $j$ -го компонента,  $n = \{\{S.n_i, D_{ij}\}\}$  — коэффициент диффузии. В формулу для  $q$  добавляется слагаемое  $\{\{2A/\Pi\}\}$ , обусловленное диффузионным переносом теплоты ( $h_i$  — удельная энтальпия, включающая теплоту химических реакций). **Коэффициенты переноса**  $\{\{\mu\}\}$ ,  $\{\{\lambda\}\}$ ,  $D_{ij}$  зависят от температуры, концентраций и сечений упругих столкновений молекул, влияние многоатомности молекул приближённо учитывается только в коэффициенте  $\{\{\lambda\}\}$  введением так называемой поправки Эйкена. В общем случае вид уравнений аэродинамики высокотемпературных газов, **П. с. с.** и необходимость учёта тех или иных явлений переноса зависят от соотношений между временами *релаксации* поступательной и внутренней степеней свободы молекул, интенсивности различных физико-химических процессов в газах. Коэффициент переноса являются также функциями сечений неупругих столкновений и концентраций молекул, находящихся в различных энергетических состояниях.

*Лит.:* см. при статье *Кинетическая теория газов*.

*В. С. Галкин.*

**перепуск воздуха** — управляемый отбор воздуха из проточной части компрессора (преимущественно из средних его ступеней) и выпуск его за пределы проточной части газотурбинного двигателя или возврат в другое место газотурбинного двигателя. Основное назначение **П. в.** — обеспечение устойчивой работы компрессора на пусковых и переходных режимах, что достигается увеличением расхода воздуха и уменьшением углов атаки в лопатках первых ступеней, расположенных до сечения отбора воздуха. В некоторых схемах газотурбинных двигателей воздух, отбираемый из компрессора, направляется в реактивное сопло и используется для создания тяги.

**перехват воздушного судна-нарушителя** — одна из форм защиты суверенитета государства и установленного им правопорядка в воздушном пространстве от посягательств со стороны *воздушных судов-нарушителей*. Перехват осуществляется воздушными судами ПВО с целью опознания воздушного судна-нарушителя, указания его экипажу на нарушение и последующего выведения нарушителя за пределы запретного района или сопровождения на ближайший аэродром посадки. Указания воздушного судна-перехватчика, передаваемые при помощи визуальных сигналов или по радио, обязательны для экипажа воздушного судна-нарушителя и должны выполняться независимо от указаний, которые могут быть получены из других источников,

например, от органа обслуживания воздушного движения. В противном случае к воздушному судну-нарушителю могут быть приняты меры принуждения. Международная организация гражданской авиации (ИКАО) разработала и рекомендовала всем государствам единые визуальные сигналы, а также стандартную фразеологию радиопереговоров для использования гражданскими и военными воздушными судами при перехвате.

В 1984 государства-участники *Чикагской конвенции 1944* приняли поправку к конвенции, в которой согласились воздерживаться от применения оружия к находящимся в полёте гражданским воздушным судам в процессе выполнения перехвата, с тем чтобы не подвергать угрозе безопасность воздушного судна и жизнь его пассажиров. Это обязательство не должно истолковываться как изменяющее в какой-либо мере права и обязательства государств, предусмотренные в Уставе ООН в отношении самообороны. Одновременно в поправке подчеркнута обязанность государств принимать меры, запрещающие использование зарегистрированных в нём гражданских воздушных судов для каких-либо целей, несовместимых с целями конвенции.

**перехват воздушной цели** — основной способ боевых действий активных средств ПВО по уничтожению уклоняющейся и оказывающей огневое и помеховое противодействие воздушной цели. Воздушная цель (ВЦ) — объект перехвата, предварительно обнаруженный, опознанный и предназначенный для поражения. **П. в. ц.** состоит обычно из предварительного этапа (при управлении активными средствами ПВО от внешней АСУ) и атаки (при управлении от бортовой информационно-управляющей системы). В качестве активных средств (АС) ПВО при **П. в. ц.** применяются авиационно-ракетные комплексы перехвата (АРКП) и зенитно-ракетные комплексы. Пример состава системы средств **П. в. ц.** представлен на рисунке.

Информационное обеспечение **П. в. ц.** осуществляется на первом этапе от радиолокационных станций внешней АСУ, которая измеряет координаты ВЦ (или группы ВЦ) и координаты используемых АС. Информация о текущих координатах, состоянии и трассах воздушных объектов составляет воздушную обстановку, которая отображается на индикаторах командного пункта (КП). Боевой расчёт КП, оценивая воздушную обстановку и возможности АС ПВО, принимает решение о **П. в. ц.** и определяет метод наведения АС. Управление АРКП проводится боевым расчётом пункта наведения, реализующим решение КП с помощью вычислителей, системы отображения информации и средств связи.

На втором этапе АРКП управляется от бортовой радиолокационной станции (БРЛС), с помощью которой измеряются относительные координаты цели, вычисляются команды управления АРКП, осуществляется пуск ракет по ВЦ.

Команды управления являются функциями фазовых координат ВЦ. Соответствующая зависимость называется законом управления, который реализует один из методов наведения (метод погони, метод атаки и др.). Управление осуществляется воздействием на органы управления летательного аппарата, в результате чего реализуются заданные крен, поперечная перегрузка летательного аппарата и тяга двигателя.

В общем виде боевые возможности АС оцениваются зоной перехвата — областью пространства, в которой может быть достигнуто поражение ВЦ, вероятностью поражения ВЦ при перехвате её внутри зоны, а также пропускной способностью. Размеры зоны перехвата являются функцией характеристик АС, начального состояния АС и ВЦ, а также параметров движения ВЦ. В гарантированной зоне перехвата поражение ВЦ достигается в случае применения ею любых манёвров уклонения. Пропускная способность единичного АС характеризуется осреднённым по зоне перехвата максимальным темпом «обслуживания» ВЦ.

**П. в. ц.** по заданному типу поражения — величина случайная. Вероятность  $W$  успешного **П. в. ц.** внутри зоны перехвата приближённо оценивается формулой

{{формула}}

где  $f_1$  — плотность распределения вероятности относительных фазовых координат воздушной цели в процессе выполнения первого этапа наведения;  $f_2$  — плотность распределения вероятности захвата цели БРЛС в относительном фазовом пространстве;  $P_6$  — распределение условной вероятности поражения ВЦ боевым снаряжением АС в фазовом пространстве;  $\{\{\Omega\}\}$  — пересечение зоны возможных атак в фазовом пространстве и зоны захвата ВЦ БРЛС.

Системы ПВО начала 80-х гг. были рассчитаны на перехват любых видов аэродинамических и воздухоплавательных летательных аппаратов (крылатых ракет, аэростатов, самолётов и вертолетов всех типов) с *эффективной поверхностью рассеяния*  $0,1 \text{ м}^2$  и более, летящих на высоте  $0,015\text{—}30 \text{ км}$  с максимальными скоростями до  $5000 \text{ км/ч}$ , при любых погодных условиях.

В. Е. Руднев, К. М. Лучанский.

Система средств перехвата воздушной цели: I — база авиационно-ракетного комплекса перехвата; II — воздушная цель; III — авиационно-ракетный комплекс в полете; IV — ракета класса «воздух — воздух»; V — РЛС внешней АСУ; VI — командный пункт; VII — пункт наведения с системой передачи команд.

**перехватчик** — см. *Истребитель-перехватчик*.

**переход ламинарного течения в турбулентное** — смена режима движения вязкой жидкости, наблюдаемая в некоторой области *пограничного слоя* или каналах, следах и т. п., происходящая из-за потери устойчивости ламинарного потока.

Впервые **П. л. т. в т.** исследовал *О. Рейнольдс* (1883), который установил, что режим движения жидкости (газа) зависит от значения безразмерного параметра, названного позднее *Рейнольдса числом*  $Re = u_e x / \nu$  ( $u_e$  — составляющая вдоль поверхности скорости потока на внешней границе пограничного слоя,  $x$  — продольная координата,  $\nu$  — кинематическая вязкость), и переход происходит только при значениях  $Re$ , больших некоторого критического значения  $Re^*$ . В области потока, где  $Re \ll Re^*$ , случайные возмущения, связанные с влиянием границ потока или неравномерностью самого потока, быстро затухают вниз по течению. В области, где  $Re \gg Re^*$ , эти возмущения в движущейся жидкости уже непрерывно нарастают и их развитие в зависимости от  $Re$  носит весь сложный характер. Вначале (при  $Re \approx Re^*$ ) имеет место нестационарное *ламинарное течение* с незатухающими пульсациями, с потерей *устойчивости гидродинамической*. При дальнейшем возрастании  $Re$  нестационарность течения усиливается и образуется так называемое перемежающееся течение, когда в потоке происходит чередование областей с ламинарными и турбулентными течениями или чередование во времени этих режимов в данном месте потока. Характеристикой этого течения служит коэффициент перемежаемости  $\{\{\gamma\}\}$ , представляющий собой относительное время существования турбулентного режима в фиксированном сечении. При  $\{\{\gamma\}\} = 1$  реализуется развитое *турбулентное течение*. Применительно к летательным аппаратам такая смена режимов течения будет наблюдаться в пограничном слое при движении вдоль обтекаемой поверхности, при этом начало области, где  $Re = Re^*$ , называется точкой потери устойчивости, а конец области, где  $\{\{\gamma\}\} = 1$ , — точкой перехода (рис. 1). На **П. л. т. в т.** влияет также градиент давления, степень шероховатости поверхности тела, степень турбулентности набегающего потока, сжимаемость потока и его теплообмен с обтекаемой поверхностью и ряд других факторов. Понижение давления вдоль профиля в направлении течения эффективно подавляет возмущения в *ламинарном пограничном слое*, а повышение давления, наоборот, усиливает возмущения. Увеличение шероховатости поверхности и степени турбулентности потока смещает точку перехода вверх по потоку, наличие теплообмена на обтекаемой поверхности изменяет положение области перехода: охлаждение поверхности способствует стабилизации ламинарного течения, нагревание поверхности понижает устойчивость пограничного слоя.

Для экспериментального изучения **П. л. т. в т.** в аэродинамических трубах чаще всего применяют пневмометрический метод и метод смачиваемого каолинового покрытия, основанные соответственно на различии профилей скорости интенсивности испарения жидкостей в ламинарном и турбулентном пограничном слоях. В качестве примера на рис. 2 представлена фотография модели крыла летательного аппарата с каолиновым покрытием, полученная во время испытания в аэродинамической трубе: темная область на крыле, где не испарилась жидкость, является областью ламинарного течения, светлая — турбулентного. Экспериментальное изучение **П. л. т. в т.** связано с рядом трудностей, вызванных сильной зависимостью получаемых результатов от условий эксперимента. В частности, пограничный слой, образующийся на стенках рабочей части аэродинамической трубы, генерирует акустические возмущения в поле течения, которые достигают поверхности исследуемой модели и оказывают значительное влияние на явление перехода.

**П. л. т. в т.** играет важную роль в аэродинамике летательного аппарата, так как от соотношения на крыле размеров участков ламинарного и турбулентного течений зависят условия обтекания и отрыва пограничного слоя, а следовательно, аэродинамические характеристики летательного аппарата.

*Лит.:* Шлихтинг Г., Теория пограничного слоя, М., 1974.

*В. М. Фомин.*

Рис. 1. Обтекание поверхности диффузорной части крылового профиля в малотурбулентной аэродинамической трубе: А — точка потери устойчивости; Б — точка перехода.

Рис. 2. Визуализация состояния пограничного слоя на крыле.

**переходные режимы работы двигателя** — режимы работы авиационного двигателя, при которых основные параметры (тяга, мощность, частота вращения и т. п.) изменяются во времени, а параметры, характеризующие условия полёта (высота, скорость, температура атмосферного воздуха и т. п.), сохраняются практически неизменными. **П. р. р. д.** вызываются изменением расхода топлива, положения регулирующих органов элементов двигателя или того и другого одновременно. Среди основных **П. р. р. д.**, сопровождаемых увеличением тяги (мощности), обычно рассматриваются *запуск двигателя, приёмистость двигателя*, включение системы форсирования и т. п., а среди **П. р. р. д.**, сопровождаемых уменьшением тяги (мощности), — выключение системы форсирования, сброс газа, выключение (выбег) двигателя, включение системы реверсирования. **П. р. р. д.** характеризуются временем изменения тяги (мощности) от её значения на исходном режиме до 0,95 (1,05 при снижении тяги) значения на конечном режиме, линейностью изменения тяги и другими параметрами.

**периодические издания авиационные.** В России в XIX в. вопросы авиации и воздухоплавания освещались в основном в журналах общетехнической и общенаучной направленности («Записки Русского технического общества», «Морской сборник» и т. д.). В начале XX в. было основано большое число специализированных изданий, наиболее известные из которых «Вестник воздухоплавания», «Техника воздухоплавания», «Аэро и автомобильная жизнь». Основным массовым советским изданием до Великой Отечественной войны был журнал «Самолет», освещавший достижения отечественной и зарубежной авиации и внёсший большой вклад в пропаганду авиационных знаний в СССР. В послевоенные годы наибольшее распространение получили журналы «Крылья Родины», «Авиация и космонавтика», «Гражданская авиация». С 1978 издаётся газета «Воздушный транспорт».

В 20-х гг. сложилась традиция, сохранившаяся в основном до наших дней, публиковать в периодической печати главным образом научно-популярные материалы. Научные работы публикуются, как правило, в так называемых продолжающихся изданиях, выпускаемых научно-исследовательскими организациями и высшими учебными заведениями («Труды ЦАГИ» — с 1919,

журнал «Ученые записки ЦАГИ» — с 1970 и др.). Выходили различные научно-технические сборники, например «Самолетостроение. Техника воздушного флота» (с 1965, издание Харьковского авиационного института). Аннотации, обзоры и переводы зарубежных авиационных материалов публикуются в реферативном журнале «Воздушный транспорт» (с 1963) и экспресс-информации «Авиастроение» (с 1964) — изданиях Всесоюзного института научной и технической информации (ВИНИТИ), в бюллетене «Техническая информация» (ЦАГИ), журнале «Аэрокосмическая техника» (перевод с английского, с 1961). С 1964 выходит издание «Из истории авиации и космонавтики» (выпускает Институт истории естествознания и техники).

За рубежом первый авиационный и воздухоплавательный журнал «Аэронот» (Aeronote) начал издаваться в 1868 во Франции. В начале XX в. авиационные журналы появились во всех крупных странах. Широкое распространение получили журналы «Аэрофиль» (Aérofile, Франция, издавался с 1893), «Аэроплайн» (Aeroplane, позднее Aeroplane and Astronautics, Великобритания, с 1911), «Флайт» (Flight, позднее Flight International, Великобритания, с 1909), «Авиэйшен уик» (Aviation Week, позднее Aviation Week and Space Technology, США, с 1916) и др. Наиболее авторитетные научные издания до Второй мировой войны: «Джорнал оф Ройял аэронаотикал сосайети» (Journal of Royal Aeronautical Society, Великобритания), «ЦФМ» (Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt, с 1910, Германия), «Аэронотик» (Aéronautique, с 1919, Франция), «Эркрафт энджиниринг» (Aircraft Engineering, с 1929, Великобритания). Современные авиационные научно-популярные издания разнообразны по содержанию и периодичности выпуска, например: в ежедневных бюллетенях «Интеравиа эр леттер» (Interavia Air Letter, с 1933 — Швейцария, с мая 1990 — Великобритания), «Аэроспейс дейли» (Aerospace Daily, с 1968, США) публикуется краткая текущая информация в основном организационного и экономического характера, в еженедельных и двухнедельных журналах «Флайт иинтернэшонал» и др. — расширенная текущая информация с преобладанием технической тематики, в ежемесячных журналах, наиболее известными из которых являются «Интеравиа аэроспейс ревью» (Interavia Aerospace Review, с 1946) и «Эр интернэшонал» (Air International, с 1971), — статьи обзорного характера. Обзорные статьи по военным летательным аппаратам периодически публикуются в журналах «Интернэшонал дефенс ревью» (International Defense Review, с 1968), «Джейнс дефенс уикли» (Jane's Defence Weekly, с 1985), «Милитари текнолоджи» (Military Technology, с 1977) и «Вертехник» (Wehrtechnik, с 1969). Научно-технические общества и научно-исследовательские авиационные институты и центры издают научные журналы, а также большое число препринтов и технических заметок (AIAA Paper, SAE Paper, NASA TND, ARC CP и т. д.). Вопросы развития гражданской авиации освещаются в журнале «Бюллетень ИКАО» (ICAO Bulletin, с 1946, орган ИКАО, с 1990 называется ICAO Journal), боевого применения и организации ВВС — в журналах, выпускаемых ВВС ряда стран. Выходят специализированные историко-авиационные журналы «Аэроспейс хисториан» (Aerospace Historian, с 1954), «Аэроплайн мансли» (Aeroplane Monthly, с 1973) и т. д., реферативные авиационные журналы «СТАР» (STAR, Scientific and Technical Aerospace Reports, с 1963, США, орган НАСА), «Интернэшонал аэроспейс абстракте» (International Aerospace Abstracts, с 1961, США, орган Американского института авиации и космонавтики).

*М. А. Левин.*

Табл. — Основные отечественные авиационные журналы

Название	Годы выпуска	Периодичность	Примечание
«Воздухоплаватель»	1880—1883	Выходил нерегулярно (выпущено 20 номеров)	
«Воздухоплаватель»	1903—1917	Раз в месяц	

«Вестник воздухоплавания»	1909—1913	Раз в 2 недели	Первоначальное название «Библиотека воздухоплавания»
«Аэро и автомобильная жизнь»	1909—1914	— » —	
«Техника воздухоплавания»	1912—1916	Раз в месяц	
«Автомобильная жизнь и авиация»	1913—1914	— » —	
«Авиация и космонавтика»	С 1918	— » —	До 1962 назывался «Вестник воздушного флота»; орган ВВС
«Самолёт»	1923—1926, 1930—1941	— » —	Орган Осоавиахима
«Авиация и химия»	1926—31	— » —	Орган Осоавиахима
«Техника воздушного флота»	С 1927	— » —	Орган МАП (до 1992)
«Хроника воздушного дела»	1927—31	— » —	Орган Центрального аэрохимического музея
«Гражданская авиация»	С 1931	Раз в месяц	Орган МГА и ЦК профсоюза авиаработников (до 1992)
«Крылья Родины»	С 1950	— » —	Орган ДОСААФ ЦК (до 1991)
Известия вузов. Серия: Авиационная техника	С 1958	Раз в квартал	
«Ученые записки ЦАГИ»	С 1970	Раз в 2 месяца	

Основные зарубежные авиационные научно-популярные журналы

Название	Страна издания	Год начала выпуска	Периодичность	Примечание
«Авиасьон магазин интернасьональ» (Aviation magazine international)	Франция	1950	Раз в 2 недели	
«Авиэйшен унк энд спейс технолоджи» (Aviation Week and Space Technology)	США	1916	Раз в неделю	
«Аэроспейс Америка» (Aerospace America)	США	1932	Раз в месяц	До 1984 наз. «Астронотикс энд аэронотикс» (Astronautics and Aeronautics), орган Американского института авиации и космонавтики
«Аэротехника, миссيلي э спа-цно» (L'Aerotecnica missili e spazio)	Италия	1922	Раз в 2 месяца	
«Интеравиа аэроспейс ревью» (Interavia Aerospace Review)	Швейцария (с мая 1990 — Великобритания)	1946	Раз в месяц	Публикуется на англ. франц. нем. и исп. языках
«Летецтвиа космонаутика» (Letectvia)	Чехословакия	1921	Раз в 2 недели	

kosmonautika)				
«Репюлеш» (Repules)	Венгрия	1948	Раз в месяц	
«Техника лотнична и астронау-тычна» (Technika lotnicza i astronautyczna)	Польша	1946	Раз в месяц	Орган Общества польских инженеров-механиков
«Флайт интернэшонал» (Flight International)	Великобритания	1909	Раз в неделю (с кон. 1989 — раз в 2 недели)	
«Флюгревио флюгвельт» + (Plug Revue + Flugwelt)	ФРГ	1956	Раз в месяц	
«Эр ннтернэшонал» (Air International)	Великобритания	1971	->-	
«Эревью» (Aireview)	Япония	1951	->-	
«Эр форс мэгэзин» (Air Force Magazine)	США	1918	->-	Орган ВВС США
«Эр э косиос» (Air el Cosmos)	Франция	1963	Раз в неделю	

#### Основные зарубежные авиационные научные журналы

Название	Страна издателя	Год начала выпуска	Периодичность	Примечание

«АИАА журнал» (AIAA Journal)	США	1963	Раз в неделю	Орган Американского института авиации и космонавтики
«Аэронотик э аэронотик» (Aeronautiqueet astronautique)	Франция	1968	Раз в 2 месяца	Орган Ассоциации аэронавтики и астронавтики и Франции
«Аэронотикал журнал» (The Aeronautical Journal)	Велико британия	1897	Раз в месяц	В 1923-67 назывался «Журнал оф РАС» (The Journal of the RAS)
«Вертика» (Vertica)	Велико британия	1977	Раз в квартал	Международный журнал по винтокрылым ЛА
«Журнал оф американ геликоптер сосайети» (American Helicopter Society Journal)	США	1956	— » —	Орган Американского вертолётного общества
«Журнал оф эракрафт» (Journal of Aircraft)	США	1963	Раз в месяц	Орган Американского института авиации и космонавтики

«Решерш аэропасаляль» (Ла Recherche aerospatiale)	Франция	1948	Раз в 2 месяца	Орган Национального комитета по исследованиям и испытаниям в области космонавтики
---	---------	------	----------------	---

**пермское моторостроительное конструкторское бюро** (ПМКБ) — берёт начало от КБ Пермского авиамоторного завода №19, основанного в 1934. С 1939 самостоятельное предприятие (ОКБ-19, затем ПМКБ). Награждено орденами Ленина (1943) и Октябрьской Революции (1982). О поршневых и газотурбинных авиационных двигателях, разработанных в ПМКБ под руководством *А. Д. Швецова* и его преемника *П. А. Соловьёва*, см. в статье *АШ*.

**пермское производственное объединение «Моторостроитель»**. Пермский авиамоторный завод №19 вступил в строй в 1934. До 1939 в него входило КБ *А. Д. Швецова*. В 1935—1941 завод производил поршневые двигатели М-25А, М-25В, М-62, М-62ИР. В период Великой Отечественной войны выпускал поршневые двигатели *АШ-82*, *АШ-82ФН*, а в послевоенные годы — *АШ-73ТК*, *АШ-82Т*, *АШ-82В*. В 1953 начато производство газотурбинных двигателей. Строились турбореактивные двигатели *АМ-3* (РД-3М), турбовинтовые двигатели *АИ-20*, турбовальные двигатели *Д-25В*, *ТВ2-117*, турбореактивные двухконтурные двигатели *Д-20П*, *Д-30*, а также редукторы для вертолетов Ми-6, Ми-8, Ми-26. В конце 80-х г. начато освоение турбореактивного двухконтурного двигателя ПС-90А для пассажирских самолётов нового поколения. В 1979 на основе завода образовано производственное объединение. Предприятие (объединение) награждено 2 орденами Ленина (1936, 1970), орденами Октябрьской Революции (1984), Красного Знамени (1945).

**персонал авиационный** — работники гражданской авиации, деятельность которых непосредственно связана с её использованием. Подразделяется на лётный состав, обслуживающий персонал на борту воздушного судна, персонал, осуществляющий управление воздушным движением, инженерно-технический персонал по эксплуатации воздушных судов. Работникам **П. а.** по установленному перечню (пилотам, штурманам и др.) присваивается класс и выдаётся свидетельство. Лица **П. а.** допускаются к работе на том или ином типе вода, судна и авиационного оборудования в зависимости от присвоенного им класса и знания нормативных документов, регламентирующих их работу, а также удовлетворяющих специальным требованиям (например, возрастные, медицинские). Особое внимание в национальном законодательстве многих стран уделяется правовым вопросам, касающимся *экипажа* воздушного судна.

**перфорация стенок** (от позднелатинского perforatio — пробуривание) **аэродинамических труб** — система отверстий круглой, эллиптической, щелевой или другой формы, расположенных на стенках рабочей части *аэродинамической трубы* (АТ). При этом рабочая часть окружается камерой (см. рис.) и через перфорацию происходит массообмен между основным потоком газа в трубе и газом, находящимся в камере. Исследования свойств сверхзвукового течения газа в перфорированных границах были начаты в СССР в 1947 под руководством *С. А. Христиановича*; большой вклад в разработку этой проблемы внесли *Г. Л. Гродзовский*, *А. А. Никольский*, *Г. П. Свищёв*, *Г. И. Таганов*.

**П. с.** характеризуется степенью проницаемости (отношением суммарной площади отверстий ко

всей площади стенки), которая обычно выбирается в зависимости от Маха числа  $M$  и для  $M = 1—1,3$  изменяется в пределах 5—20%. **П. с.** используется для осуществления непрерывного перехода скорости потока через скорость звука и уменьшения влияния границ рабочей части АТ при аэродинамических испытаниях моделей летательных аппаратов, регулирования в небольших пределах чисел  $M$  на выходе так называемых жёстких сверхзвуковых сопел, уменьшения неравномерности сверхзвукового потока.

Размещение модели в рабочей части со сплошными стенками уменьшает проходное сечение, что при определенной дозвуковой скорости набегающего потока ( $M_\infty < 1$ ) приводит к «запиранию» АТ, то есть к образованию в области расположения модели критического сечения, в котором скорость потока равна местной скорости звука. Запирание АТ возможно также на выходе из рабочей части даже при отсутствии в ней модели из-за поджатия дозвукового потока *пограничным слоем*, нарастающим на стенках сопла и рабочей части трубы. Отвод газа из рабочей части через перфорацию позволяет осуществить непрерывный переход через скорость звука в рабочей части АТ с моделью и без неё (о расходе сопле см. в статье *Газовая динамика*).

В сверхзвуковом потоке возмущения в виде *волн сжатия* и *волн разрежения*, отражённые от сплошной стенки и от свободной границы, отличаются знаком. Поэтому применение **П. с.** в сверх- и гиперзвуковых АТ снижает интенсивность отражённых возмущений и тем самым уменьшает влияние границ рабочей части при испытаниях моделей летательных аппаратов и уменьшает неравномерность сверхзвукового потока. Более равномерное поле скоростей, увеличение допустимой загрузки рабочей части и снижение потерь *полного давления* получают при использовании принудительного отсоса, который осуществляется либо насосами, либо автоотсосом путём отклонения подвижных створок. Существенное ослабление влияния стенок можно получить регулированием их проницаемости и изменением давления со стороны камеры по всей поверхности.

*Лит.:* Сверхзвуковые течения газа в перфорированных границах, М., 1967.

*А. Л. Искра.*

Схема перфорированной рабочей части аэродинамической трубы: 1 — конфузор; 2 — камера; 3 — перфорированная стенка; 4 — подвижные створки; 5 — принудительный отсос.

**петля** — то же, что *Нестерова петля*.

**Петляков** Владимир Михайлович (1891—1942) — советский авиаконструктор. Окончил Московское высшее техническое училище (1922). В 1917—1918 техник-чертежник авиационного расчётно-испытательного бюро при аэродинамической лаборатории Московского высшего технического училища. В 1921—1936 в Центральном аэрогидродинамическом институте (в КБ *А. Н. Туполева*). Руководил проектированием крыльев многие самолётов АНТ, внедрением в серию бомбардировщиков АНТ-4, АНТ-6, созданием бомбардировщика АНТ-42 (Пе-8) — см. *Ту. П.* — один из организаторов металлического самолётостроения в СССР, создал (совместно с *В. Н. Беляевым*) метод расчёта многолонжеронного металлического свободносущего крыла с гофрированной обшивкой (известен как «метод Петлякова»). С 1936 главный конструктор. Был необоснованно репрессирован и в 1937—1940 находился в заключении, работая при этом в ЦКБ-29 НКВД над бомбардировщиком ПБ-100 (Пе-2). В 1941 возглавил КБ на заводе №22 в Казани, где были продолжены работы над модификациями Пе-2. Погиб в авиационной катастрофе. Государственная премия СССР (1941). Награждён 2 орденами Ленина, орденом Красной Звезды. См. статью *Пе*.

*Лит.:* *Гай Д. И.*, Профиль крыла, М., 1981.

**В. М. Петляков.**

**Петров** Борис Николаевич (1913—1980) — советский учёный в области автоматического

управления, академик АН СССР (1960), вице-президент АН СССР (1979), Герой Социалистического Труда (1969), действительный член четырёх иностранных академий наук. После окончания МЭИ (1939) работал в Институте проблем управления АН СССР, с 1944 — одновременно в Московском авиационном институте (с 1948 профессор). Председатель Совета по международному сотрудничеству в области исследования и использования космического пространства при АН СССР «Интеркосмос» (с 1966). Основные труды по теории инвариантности системы автоматического управления, теории нелинейных сервомеханизмов, адаптивных и терминальных систем, систем с переменной структурой, по системе автоматического управления авиационными и космическими аппаратами, по основам построения высокоточных измерительных устройств. Ленинская премия (1966), Государственная премия СССР (1972). Награждён 5 орденами Ленина, орденами Октябрьской Революции, Трудового Красного Знамени, Красной Звезды, медалями, а также иностранными орденами. В 1980 АН СССР учреждена золотая медаль имени Б. Н. Петрова.

Соч.: Бортовые терминальные системы управления, М., 1983 (совм. с др); Избр. труды, т. 1—2, М., 1983.

**Б. Н. Петров.**

**Петров** Георгий Иванович (1912—1987) — советский учёный в области механики, академик АН СССР (1958; член-корреспондент 1953), Герой Социалистического Труда (1961). Окончил Московский государственный университет (1935), работал в Центральном аэрогидродинамическом институте (1934—1941, 1943—1944), ЛИИ (1942—1943), затем в других научно-исследовательских институтах. С 1965 в Институте космических исследований АН СССР (в 1965—1973 директор, с 1973 заведующий отделом). Основные труды по прикладной газовой динамике и космической аэродинамике. Провёл исследования по сверхзвуковым диффузорам, распространению колебаний в вязкой жидкости, устойчивости вихревых слоев, физическим условиям распада ламинарного течения. Разработал оптические методы визуального изучения воздушных слоев. Государственная премия СССР (1949, 1978). Награждён 4 орденами Ленина, 3 орденами Трудового Красного Знамени, медалями.

Соч.: О распространении колебаний в вязкой жидкости и возникновении турбулентности, М., 1938 (Труды ЦАГИ, в. 345).

**Г. И. Петров.**

**Петров** Иван Фёдорович (р. 1897) — советский военный и научный деятель, генерал-лейтенант авиации (1942), кандидат технических наук (1940). Окончил военную школу морской лётчиков в Самаре (1920), Военно-воздушную академию Рабоче-крестьянской Красной Армии имени профессора Н. Е. Жуковского (1929; ныне Военно-воздушная инженерная академия имени профессора Н. Е. Жуковского). В 1923—1925 морской лётчик-инструктор 1-го класса Севастопольской школы морской авиации. Работал лётчиком-испытателем в научно-исследовательском институте военно-воздушных сил (1929—1940, в 1939—1940 заместитель начальника института); проводил государственные испытания самолётов Н. Н. Поликарпова и А. Н. Туполева, летал на 137 типах самолётов. В 1940—1941 начальник Центрального аэрогидродинамического института. В 1941 заместитель командующего ВВС Рабоче-крестьянской Красной Армии. В 1942—1947 начальник научно-исследовательского института ГВФ, в 1947—1951 начальник ЛИИ, в 1952—1963 ректор Московского физико-технологического института. Награждён 3 орденами Ленина, орденом Октябрьской Революции, 3 орденами Красного Знамени, 2 орденами Отечественной войны 1-й степени, орденом Трудового Красного Знамени, 2 орденами Красной Звезды, медалями.

Соч.: Штопор самолета, М., 1934 (совм. с А. И. Филиным).

**И. Ф. Петров.**

**ПЗЛ** (PZL, Państwowe Zakłady Lotnicze) — объединение польских государственных предприятий по производству авиационной техники. Образовано в 1928. Наиболее крупные предприятия:

**ВСК-ПЗЛ «Мелец»** [WSK (Wyt-wornia sprzetu komunikacyjnego) — PZL Mielec]. Образовано в 1938. К началу 1988 выпустило более 13,5 тысяч самолётов различных типов, включая *МиГ-15/17* и *Ан-2* (по лицензии), учебно-тренировочные TS-8 «Бес» и TS-11 «Искра» (первый полёт в 1960, см. рис. в табл. XXXIII), сельскохозяйственные самолёты М-15 и М-18 «Дромадер» (1976). С 1977 участвовало в производстве компонентов для аэробуса *Ил-86*, а с конца 80-х гг. и для *Ил-96-300*, с 1984 выпускало по лицензии лёгкий пассажирский самолёт *Ан-28*, с 1980 — лёгкий пассажирский и санитарный вариант самолёта *Пайпер PA-34 «Сенека»* (под обозначением М-20). Созданы сельскохозяйственные самолёты М-21 и М-24 (варианты М-18), учебно-тренировочный самолёт М-26 «Искорка» (1986), построены опытные образцы учебно-боевых самолётов I-22 (1985).

**ВСК-ПЗЛ «Свидник»** (WSK—PZL Swidnik). Образовано в 1951. В 50-х гг. выпускало по лицензии самолёт *МиГ-15* (под обозначением LiM-1) и вертолёт *Ми-1* (под обозначением SM-1), вертолёт SM-2 собственно разработки. С 1964 производило по лицензии вертолёт *Ми-2* в различных вариантах. Участвовало в производстве компонентов для самолётов *Ан-28*, *Ил-86* и *Ил-96-300*. С конца 80-х гг. производило вертолёт W-3 «Сокол» с двумя турбовинтовыми двигателями (первый полёт в 1979), с 1987 — вертолёт «Каня» (1979, на основе Ми-2).

**ВСК-ПЗЛ «Варшава — Окенце»** (WSK—PZL Warszawa—Okencie). Образовано в 1928. До Второй мировой войны здесь были разработаны и серийно производились истребители P.7 (первый полёт в 1930), P.11 (1931), P.24 (1933, см. рис. в таблице XIX), бомбардировщики P.23 «Карась» (1934), P.37 «Лось» (1936). В 50-х гг. выпускались лёгкие самолёты «Юнак» 2, по советской лицензии По-2 и Як-12, в 60-х гг. — PZL-101 «Гаврон» (на основе Як-12), налажено производство сельскохозяйственного оборудования. С начала 60-х гг. выпускался самолёт общего назначения PZL-104 «Вильга» (первый полёт в 1962, смотри рис. в таблице XXXIII), с 1974 — сельскохозяйственный самолёт PZL-106 «Крук» (1973), с 1979 — PZL-110 «Колибер» (лицензионный вариант французского самолёта SOCATА «Ралли» 100 ST), с конца 80-х гг. — учебно-тренировочный самолёт PZL-130 «Орлик» (1984).

**ВСК-ПЗЛ «Жешув»** (WSK-PZL Rzeszow). Образовано в 1938. После Второй мировой войны предприятие выпускало по лицензии советские двигатели М-11, РД-10, РД-45, ВК-1, АИ-26 и АИ-62, а также турбореактивный двигатель польской разработки HO-10 и SO-1. В 80-х гг. основную продукцию составляли строившиеся по лицензии советские ГТД-350 (для вертолётов Ми-2), ТУРБОВИНТОВОЙ ДВИГАТ-10 (для самолётов Ан-28) и поршнев двигателя PZL-F (по лицензии американской фирмы «Франклин» для самолётов PZL-110, М-20 и др), а также поршневые двигатели PZL-3S собственной разработки (для самолётов PZL-106, IAR-827 и др) и ТУРБОРЕАКТИВН ДВИГАТ SO-3 для самолёта TS-11. М. А. Левин.

**«ПИА»** (PIA, Pakistan International Airlines) — авиакомпания Пакистана. Осуществляет перевозки внутри страны и в страны Западной Европы, Азии, Африки, а также в США, Канаду, Австралию. Основана в 1954. В 1989 перевезла 5,1 миллиона пассажиров, пассажирооборот 9,14 миллиардов пассажиро-км. Авиационный парк — 41 самолёт.

**пикирование** [от французского *riquer (une tete)* — падать вниз головой] — снижение летательного аппарата по наклонной к горизонту (с углом наклона более  $30\{\{\circ\}\}$ ) прямолинейной траектории, лежащей в вертикальной плоскости (см. рис.). Ввод в П. выполняется либо без крена, либо двумя поворотами летательного аппарата вокруг продольной оси на  $180\{\{\circ\}\}$ , либо разворотом с креном более  $90\{\{\circ\}\}$ . Вывод из П. выполняется без крена с *перегрузкой*, превышающей единицу. П. является одной из *фигур пилотажа*. Различают пологое (угол наклона траектории до  $45\{\{\circ\}\}$ ) и крутое (угол более  $45\{\{\circ\}\}$ ) П.

**Пикирование.**

**пикирующий бомбардировщик** — *бомбардировщик*, который предназначается для поражения целей с пикирования. Сброс бомб с пикирования позволяет повысить точность *бомбометания*, что необходимо при поражении малоразмерных целей (железнодорожных мостов, переправ, артиллерийских позиций, колонн на марше, пунктов управления и т. д.). Прицеливание и сброс бомб производятся в условиях визуальной видимости цели. Для увеличения времени прицеливания и повышения точности бомбометания необходимо увеличивать время пикирования и уменьшать высоту вывода из пикирования. Для этого устанавливаются воздушные тормоза (решётки, *тормозные щитки*), которые уменьшают прирост скорости самолёта в процессе пикирования и устраняют выход её за допустимые значения. Вывод из пикирования создаёт значительные *перегрузки*, поэтому **П. б.** должен иметь повышенную прочность. Ввод в пикирование, прицеливание, сброс бомб и вывод из пикирования осуществляют специальные автоматические системы.

Бомбометание с пикирования применялось ещё в Первую мировую войну. Первым, специально построенным **П. б.** был Ju-87 (Германия, 1937). Первое массовое применение **П. б.** — бомбардировка фашистами Барселоны (Испания, 1938). В 1940 в СССР был создан **П. б.** Пе-2 (см. в статье *Пе*). Он успешно применялся в период Великой Отечественной войны. Позднее задачи **П. б.** были возложены на *истребители-бомбардировщики* (в ВВС США на некоторые виды ударных самолётов).

*В. И. Жулев.*

**Пиккар**, Пикар (Piccard), Огюст (1884—1962) — швейцарский физик, пилот, конструктор стратостатов и батискафов, доктор наук (1913). Окончил (1910) Политехническое училище в Цюрихе. В 20-х гг. совершал полёты на свободных аэростатах в научных целях (в том числе для проверки гипотезы о постоянстве скорости света). Для исследования космических лучей в верхних слоях атмосферы построил стратостат объёмом 14,13 тысяч м<sup>3</sup>, на котором в 1931 и 1932 совершил полёты, достигнув высоты 16370 м. На батискафах собственной конструкции в 1948 и 1953 опускался на глубину до 3160 м (в Тирренском море).

**Пилатр де Розье** (Pilatre de Rosier) Жан Франсуа (1756—85) — французский воздухоплаватель, физик и химик. 21 ноября 1783 вместе с армейским офицером маркизом Ф. д'Арландом совершил полёт на тепловом аэростате братьев *Монгольфье*. Это был первый полёт аэростата с людьми. Аэростат продержался в воздухе около 25 мин, пролетев около 9 км. 23 июня 1784 **П. де Р.** вместе с химиком Пру на «*монгольфьере*» поднялись на высоту около 4000 м. В 1785 **П. де Р.** предпринял попытку перелететь через Ла-Манш. С этой целью он построил аэростат особой конструкции, которая позволяла регулировать высоту полёта, избавляя от расходования водорода и сброса балласта, неминуемых при полёте на «*шарльере*». Этот тип аэростата получил название «*розьер*». 15 июня 1785 **П. де Р.** со своим помощником Роменом поднялся в воздух, чтобы, используя попутный ветер, перелететь в Англию. В полёте возник пожар. Оба воздухоплавателя погибли, упав в море вместе с горевшими остатками аэростата. Так первый пилот аэростата стал первой жертвой воздухоплавания.

Аэростаты типа «розьер» применяются при спортивных полётах через Атлантический и Тихий океаны. Портрет см. на стр. 415.

**Ж. Ф. Пилатр де Розье.**

**ПИЛОН** (от греческого *pylon*, буквально — ворота) — несущая обтекаемая конструкция (см. рис.) для установки вынесенных агрегатов летательного аппарата (крыла, двигателя) или крепления внешних грузов (баков, вооружения и т. п.). Наиболее распространённые формы **П.** — трапеция, параллелограмм или близкие к ним фигуры. Конструкция **П.** может быть моноблочной, ферменной с несилевой обшивкой или смешанной.

**пилот** (французского *pilote*, от *piloter* — вести самолёт) — то же, что *лётчик*. В нашей стране

термин «П.» обычно применяют к лицам, управляющим гражданскими самолётами и вертолётами или воздухоплавательными летательными аппаратами (аэростатами, дирижаблями).

**пилотаж** (французское *pilotage*, от *piloter* — вести самолёт) — пространственное маневрирование летательного аппарата с целью выполнения фигур в воздухе. По степени сложности П. делят на **простой П.**, *сложный пилотаж* и *высший пилотаж*, по числу участвующих в полёте летательных аппаратов — на одиночный и групповой пилотаж. К фигурам простого П. относят *вираж*, горизонтальную *восьмёрку*, *змейку*, *боевой разворот*, *спираль*, *скольжение*, *пикирование* и *горку* с углами наклона траектории полёта к горизонту до  $45\{\{\circ\}\}$ . П. осуществляется в спортивных целях, для тренировки лётчиков маневрированию в воздушном бою и атакам наземных целей.

**пилотажно-навигационное оборудование** — обеспечивает решение задач *навигации* и *управления летательным аппаратом*. Объём задач, решаемых П.-н. о. зависит от типа летательного аппарата, его назначения и условий применения. К основным задачам относятся: определение пилотажно-навигационных параметров, в том числе текущего местоположения летательного аппарата; определение отклонений от заданной траектории полёта; формирование команд управления движением центра масс летательного аппарата на заданной траектории; формирование команд управления движением летательного аппарата относительно центра масс; индикация пилотажно-навигационных параметров; формирование и выдача сигналов предупреждения о возможности выхода летательного аппарата на критические режимы полета и об отказах аппаратуры. Для решения этих задач необходима следующая информация: параметры движения центра масс летательного аппарата — координаты, вектор скорости, высотно-скоростные параметры, характеризующие движение летательного аппарата относительно воздуха; параметры движения летательного аппарата относительно центра масс — угловая ориентация основных осей летательного аппарата относительно земной системы координат (углы *крена*, *тангажа* и *курса*) и угловая ориентация летательного аппарата относительно вектора скорости (углы *атаки*, углы *скольжения*, *сноса*); параметры относительного движения летательного аппарата (относительно наземных ориентиров, других летательных аппаратов и т. п.). В таблице приведены основные средства измерения пилотажно-навигационных параметров.

Рост интенсивности воздушного движения, необходимость повышения безопасности, регулярности и экономичности полетов, а же повышения эффективности боевого применения летательного аппарата во всё усложняющихся условиях полётов потребовали значительного расширения функций, решаемых П.-н. о., их автоматизации, повышения точности, надежности, контролеспособности. Необходимость решения этих задач привела к созданию пилотажно-навигационных комплексов (ПНК), представляющих собой функционально и структурно законченные сложные информационно-управляющие системы, построенные на основе взаимодействия датчиков пилотажно-навигационной информации, средств индикации, сигнализации и исполнительных устройств с использованием ЭВМ.

**Информационное обеспечение ПНК.** Надёжное решение задач в различных условиях полёта достигается использованием автономных и неавтономных датчиков, а также применением алгоритмов совместно комплексной обработки избыточной информации. Совместное использование всей имеющейся на борту пилотажно-навигационной информации позволяет достигнуть максимальной точности в полёте по маршруту, при выводе летательного аппарата в заданный район или в точку захода на посадку, при посадке, в низковысотном полёте и полёте строем, а также повышает помехоустойчивость и контролеспособность П.-н. о.

**Структура ПНК.** Принцип построения ПНК основан на создании резервированных и полностью контролируемых трактов, начиная от датчиков информации и кончая исполнительными элементами, что обеспечивает требуемую надёжность и отказобезопасность (см. *Контроль бортового оборудования*, *Резервирование*). Для наиболее ответственных с точки зрения безопасности режимов система строится, как правило, двухотказной, а для менее ответственных — одноотказной. При этом частота возникновения отказа любой системы, приводящего к

катастрофической ситуации, не должна превышать  $10^{-9}$  на 1 ч полёта.

В ПНК используются три способа управления: автоматический (с помощью средств автоматики без участия лётчика), директорный (стабилизация центра масс летательного аппарата осуществляется лётчиком по директорным командам, индицируемым на пилотажных приборах) и ручной (управление самолётом осуществляется лётчиком по информации, выдаваемой пилотажно-навигационными индикаторами). В общем случае для каждого способа процесс управления может быть представлен с помощью контура короткопериодического движения, обеспечивающего управление движением относительно центра масс, и контура траекторного длиннопериодического движения, обеспечивающего управление движением центра масс летательного аппарата на заданной траектории (см. рис.). При этом контур короткопериодического движения выполняет команды, формируемые контуром траекторного движения, путём воздействия на управляющие поверхности. См. также *Автоматическое управление, Директорное управление, Ручное управление*.

Особенность ПНК — сочетание высокого уровня автоматизации с сохранением участия экипажа в выполнении наиболее ответственных задач, функций контроля и управления в аварийных режимах. Поэтому одновременно с автоматизацией (прежде всего таких задач, как штурманские расчёты и посадка) требуется обеспечить эффективное взаимодействие экипажа с оборудованием. Необходимые условия автоматизации — наличие вычислительных средств и обеспечение отказобезопасности автоматических режимов. Взаимодействие экипажа с оборудованием осуществляется с помощью *системы отображения информации, системы сигнализации внутрикабинной* и пультов управления. Общность задач, решаемых **П.-н. о.** на самолётах различных классов, позволяет осуществить разработку типовых унифицированных комплексов. Основные факторы, определяющие состав **П.-н. о.**, — дальность и время полёта, оснащённость трасс и аэродромов посадки. В соответствии с этим для дальних магистральных самолётов требуются большая степень резервирования датчиков и вычислителей и дополнительные средства определения местоположения летательного аппарата. Унификация и стандартизация оборудования обеспечивает его взаимозаменяемость и снижение стоимости.

Основные направления дальнейшего развития **П.-н. о.**: повышение степени автоматизации; интеграция (см. *Интеграция бортового оборудования*); применение бесплатформенных инерциальных систем, спутниковых систем, экстремальной навигации по физическим полям Земли; использование электронных индикаторов; микроминиатюризация оборудования; применение цифровой техники; использование более эффективных методов технического обслуживания на основе развития автоматизированного полётного и послеполётного контроля.

*О. В. Виноградов.*

Табл. — **Пилотажно-навигационные параметры и средства их измерения**

Группы параметров	Измеряемый параметр	Приборы и датчики	Информационные системы
Параметры движения Центра масс летательного аппарата	Координаты текущего местоположения	-	Радиотехническая система ближней навигации, радиотехническая система дальней навигации, астроориентатор, инерциальная система,

			спутниковая система навигации
	Высота полёта	Высотомеры	Система воздушных сигналов
	Путевая скорость	-	Доплеровский измеритель, инерциальная система
	Воздушная скорость	Указатели истинной воздушной и приборной скоростей и числа Маха	Система воздушных сигналов
	Вертикальная скорость	Вариометр	Система воздушных сигналов, инерциальная система
Параметры движения относительно центра	Курс	Авиационный компас (магнитный), гироскопический компас, астрокомпас	Курсовая система, курсовертикаль, инерциальная система
	Крен, тангаж	Авиагоризонт	Гировертикаль, курсовертикаль, инерциальная система
	Углы атаки, скольжения	Указатели поворота и скольжения, датчик угла атаки	

	Угловые скорости	Датчик угловой скорости	Бесплатформенная инерциальная система (БИНС)
Параметры относительно движения ЛА.	Курсовой угол, дальность, отклонение от заданной линии снижения	Радиополукомпас, автоматический радиоконпас, дальномер	Радиолокатор, радиотехнические курсо-гладные средства посадки, радиотехнические средства межсамолётной навигации
Время	Полётное время	Часы	Бортовая система хранения времени

Крыло самолёта с двигателями, подвешенными на пилонах (а), и хвостовая часть фюзеляжа самолёта с двигателями, подвешенными на пилонах (б).

Контур пилотажно-навигационного оборудования.

**Пилотажный стенд** — комплексное техническое средство для моделирования процессов пилотирования с участием лётчиков (экипажей) в наземных условиях. В отличие от тренажёра, на котором обеспечивается обучение и тренировка экипажей одного конкретного типа летательных аппаратов, **П. с.** является более универсальным средством, предназначенным для проведения прежде всего исследовательских работ по проектируемым или опытным летательным аппаратам.

Основными элементами **П. с.** являются: имитаторы условий работы лётчика (макет кабины с пилотажно-навигационными приборами, рычагами управления, имитаторами загрузки этих рычагов, внешней визуальной обстановки, перегрузок, угловых ускорений и акустических воздействий); математическая модель динамики летательного аппарата и работы его систем в реальном масштабе времени, которая реализуется на ЭВМ, а иногда во взаимодействии с реальными элементами систем управления; пульт управления работой **П. с.** и ходом эксперимента; средства регистрации и обработки экспериментальных данных.

Находясь в кабине **П. с.**, лётчик получает информацию о движении летательного аппарата и работе его систем по показаниям приборов, картине внешней визуальной обстановки на экране **П. с.**, а также по воздействиям от других имитаторов условий полёта и выполняет соответствующие управляющие действия рычагами управления и селекторами (кнопками, тумблерами и т. п.). Сигналы об управляющих действиях лётчика поступают в модель динамики летательного аппарата и его систем, в которой вычисляются текущие параметры движения летательного аппарата (координаты, скорости и ускорения) и состояния элементов его систем. На основании этих параметров соответствующие имитаторы **П. с.** производят изменение показаний пилотажно-навигационных приборов, картины визуальной обстановки, перегрузок, угловых ускорений и других факторов полёта. Таким образом, на **П. с.** в реальном масштабе времени реализуется модель замкнутой системы управления «самолёт — лётчик» (см. в статье *Лётчик*), в которой

натурным элементом является лётчик.

Для имитации визуальной обстановки используют различные средства: телевизионные имитаторы, в которых изображение с макета местности снимается перемещаемой над ним оптической системой с передающей телевизионной камерой; теневые имитаторы, в которых изображение на экране создаётся путём просвечивания подвижного макета местности или диапозитива точечным источником света, и другие. На современных **П. с.** всё больше используются имитаторы, на экранах которых синтезируется изображение визуальной обстановки с помощью ЭВМ. Возможности таких имитаторов, во многом определяемые быстродействием используемых ЭВМ, непрерывно возрастают вместе с развитием вычислительной техники.

Перегрузки и угловые ускорения, действующие на лётчика, моделируются преимущественно перемещениями кабины лётчика. На некоторых **П. с.** пределы перемещений достигают  $\{\pm\}45\{\circ\}$  по угловым степеням свободы и  $\{\pm\}10$  м — по линейным. Находят применение также такие средства и способы имитации перегрузок и угловых ускорений, как центрифуга, наддув противоперегрузочного костюма, натяжение привязных ремней, сдавливание лётчика специальными подушками на кресле и другие. *Рычагов управления загрузка* моделируется либо с помощью натуральных элементов системы управления, либо с помощью имитатора со следящим приводом, который перемещает рычаг управления на расстояние, определяемое по прикладываемому лётчиком усилию согласно необходимому закону загрузки.

Для достаточно полного моделирования динамики летательного аппарата **П. с.** оснащаются быстродействующей цифровой вычислительной машиной. Для обеспечения высокого качества моделирования полёта с минимальными затратами **П. с.**, как правило, создаются специализированными, предназначенными для решения определенного круга задач. При этом воспроизводятся лишь те факторы, которые существенно влияют на результаты решаемых на стенде задач.

**П. с.** применяются для изучения новых путей обеспечения устойчивости и управляемости летательного аппарата, для разработки общих требований к пилотажным характеристикам и методов исследования динамики летательного аппарата. В процессе проектирования с помощью моделирования на **П. с.** проверяется степень соответствия пилотажных характеристик летательного аппарата возможностям лётчика и производится уточнение характеристик планёра, двигателя, систем управления и *пилотажно-навигационного оборудования*. При проведении лётных испытаний летательных аппаратов **П. с.** дают возможность выбрать для исследования в полёте режимы и предварительно их проанализировать. Тем самым **П. с.** позволяют существенно сократить сроки и затраты на создание летательных аппаратов, повысить его эффективность и безопасность полёта. Часто **П. с.** являются единственно возможным средством решения возникающих задач, например, при анализе лётных происшествий или при разработке летательных аппаратов, не имеющих близких прототипов.

*В. В. Родченко.*

### Пилотажный стенд Центрального аэрогидродинамического института.

**пилотирование** летательного аппарата — целенаправленное выдерживание углового положения и параметров траектории полёта летательного аппарата лётчиком для обеспечения решения целевой задачи. В качестве целевой задачи **П.** может задаваться приведение летательного аппарата в район аэродрома посадки, заход на посадку, дозаправка топливом в воздухе, полёт строем и другие. **П.** летательного аппарата может выполняться в ручном, полуавтоматическом либо автоматическом режимах, а также по командам с земли (см. *Ручное управление, Директорное управление. Пилотирование по приборам, Автоматическое управление, Дистанционно-пилотируемый летательный аппарат*). **П.** осуществляется путём приведения текущих значений координат углового и траекторного движений летательного аппарата к их значениям, определяемым целевой задачей.

Информацию о параметрах углового движения летательного аппарата лётчик получает визуально или с помощью гироскопических датчиков и индикаторов углов и угловых скоростей, перегрузок, углов атаки и скольжения; информацию о параметрах траекторного движения и местоположения летательного аппарата — с помощью приборов системы навигации (см. *Пилотажно-навигационное оборудование*).

Для осуществления П. самолёта используются аэродинамические рули, воздушные щитки и тормоза (см. *Органы управления*), устройства для *непосредственного управления подъёмной и боковой силами*, тяга силовой установки и другие. На самолёт вертикального взлёта и посадки и воздушно-космических летательных аппаратах дополнительно используются реактивные управляющие системы (см. *Газодинамическое управление*). На вертолётах в качестве основных средств создания управляющих сил и моментов служат *несущий винт и рулевой винт*.

Вместо термина «П.» часто употребляют термин «управление».

*В. И. Кобзев.*

**пилотирование по приборам** — *пилотирование* летательного аппарата, выполняемое в условиях полёта, когда пространственное положение летательного аппарата и его местоположение не могут быть определены визуально или в тех случаях, когда визуальная ориентировка не обеспечивает точности, необходимой для осуществления безопасного полёта. К таким условиям относятся полёты ночью, в тумане (то есть при отсутствии видимости горизонта). При полёте по приборам для пространственной ориентации применяются *авиагоризонты* и указатели *курса*. Выдерживание заданной скорости и предотвращение выхода летательного аппарата на опасные режимы полёта обеспечиваются с помощью указателей текущих и предельных значений *приборной скорости*, *Маха числа М* и *угла атаки*. Приборы, индицирующие барометрическую и геометрическую высоту полёта, позволяют выдерживать заданную высоту полёта и предотвратить столкновение с землёй при полётах на малых высотах и при заходе на посадку. При полётах в сложных метеоусловиях и ночью для определения местоположения используются навигационные приборы, показывающие координаты летательного аппарата или его положение относительно линии заданного пути.

Основная особенность процесса пилотирования при отсутствии видимости заключается в том, что положение и движение летательного аппарата воспринимаются пилотом опосредствованно — путём получения необходимой информации от пилотажно-навигационных приборов. Такой процесс усложняет работу лётчика и приводит к более длительному времени определения параметров полёта, чем при визуальной ориентировке. В связи с этим развитие пилотажно-навигационных приборов идёт по пути создания средств индикации, позволяющих пилоту быстро воспринимать и обобщать необходимую информацию. Для этой цели пилотажно-навигационные приборы комбинируют по принципу их совместного использования, размещая, например, в одном корпусе указатели скорости и числа *М*, указатели курса, курсового угла и пеленга радиостанции. При нормальных режимах полёта стрелки комбинированного прибора располагаются в легко запоминаемой конфигурации. Центральными приборами на доске пилота являются командно-пилотажный (рис. 1) и навигационно-плановый (рис. 2) приборы, в которых совмещена вся необходимая информация для пространственной ориентировки и определения местоположения летательного аппарата относительно заданной траектории.

В центре **командно-пилотажного прибора** (КПП) расположен авиагоризонт (стилизованное изображение самолёта) и планки (жёлтые линии) *директорного управления* (вертикальная — по курсу, горизонтальная — по вертикали); индикатор слева указывает отклонение скорости летательного аппарата от заданной ( $\Delta V$ ), а справа — заданной высоты полёта или *глиссады* (по вертикали), зелёный индекс указывает на боковое и вертикальное (при снижении летательного аппарата индекс приближается к горизонту) отклонение летательного аппарата от взлётно-посадочной полосы; по нижней шкале отсчитывается угол *крена*: «шарик» внизу — индикатор наличия *скольжения*.

В центре **навигационно-планового прибора** (НПП, часто его называют навигационно-пилотажным) размещены курсовая (вертикальная) и глissадная (горизонтальная) планки, индицирующие отклонение летательного аппарата от заданной линии пути (в том числе от глissады) по курсу и по высоте. Вращающаяся внутри шкала — индикатор курса летательного аппарата; отсчёт текущего курса по центральному индексу вверху, но этой же шкале отсчитывается угол скоса летательного аппарата (в приведённом на рис. случае индекс сноса справа). Разрезная черно-белая широкая стрелка на шкале курса — индикатор задатчика путевого угла (ЗПУ); крамальера задатчика — справа внизу, на индикаторе справа вверху — значение заданного путевого угла, счетчик слева вверху указывает расстояние до промежуточного пункта маршрута. Разрезная жёлтая стрелка — указатель курсового угла приводной радиостанции, отсчёт по внешней шкале. Так же, как на КПП, красные флажки появляются при запрете на использование индикации курса («КС»), отсутствии курсовой («К») и глissадной («Г») информации. Широкие возможности получения экипажем интегральной информации о режиме полёта обеспечивают электронные индикаторы, использующие многоцветные электронно-лучевые экраны.

*Л. М. Бондаренко.*

**Рис. 1. Контрольно-пилотажный прибор.**

**Рис. 2. Навигационно-плановый прибор.**

**Пилюгин** Николай Алексеевич (1908—1982) — советский учёный в области автоматики и телемеханики, академик АН СССР (1966; член-корр. 1958), с 1967 член Президиума АН СССР, дважды Герой Социалистического Труда (1956, 1961). Окончил Московское высшее техническое училище (1935), работал в Центральном аэрогидродинамическом институте (1934—1941), руководитель ряда научно-исследовательских организаций, с 1948 главный конструктор, с 1969 заведующий кафедрой Московского института радиотехники, электроники и автоматики (профессор с 1970). Под руководством **П.** создана теория проектирования прецизионных систем управления летательным аппаратом; разработаны методы анализа и синтеза сложных динамических систем, широко применяющиеся при проектировании систем управления; созданы основы проектирования систем управления с вычислительными машинами и разработаны научные методы и технические комплексы их экспериментальной отработки. Депутат Верховного Совета СССР с 1966. Ленинская премия (1957), Государственная премия СССР (1967). Награждён 5 орденами Ленина, орденом Октябрьской Революции, медалями. Бронзовый бюст в Санкт-Петербурге.

**Н. А. Пилюгин.**

**Пионтковский** Юлиан Иванович (1896—1940) — советский лётчик-испытатель. В Красной Армии с 1917. Участник Гражданской войны. В 1918 окончил Московскую военную школу лётчиков. Работал лётчиком, лётчиком-инструктором, командир авиаотряда Военно-воздушной академии Рабоче-крестьянской Красной Армии имени профессора Н. Е. Жуковского. С 1927 лётчик-испытатель. Провёл лётные испытания более 50 типов и модификаций самолётов конструкции А. С. Яковлева (от АИР-1 до Як-1). Участвовал в испытаниях тяжёлых штурмовиков ТШ-1 и ТШ-2, двухместного истребителя ДИ-4, пушечного истребителя И-З, самолётов-парабол типа БИЧ Б. И. Черановского и других; осуществил ряд *перелётов* на легкомоторных самолётах, в том числе Севастополь-Москва (1927). Летал на самолётах свыше 300 типов и модификаций. Погиб при испытании самолёта Як-1. Награждён орденами Ленина, Красной Звезды.

**Ю. И. Пионтковский.**

**Пито трубка** [по имени изобретателя — французского учёного А. Пито (H. Pitot)] — приёмник *полного давления* в потоке жидкости (газа), представляющий собой Г-образную трубку, обращённую своим отверстием навстречу потоку. Измерение полного давления с помощью **П. т.** основано на полном торможении потока. Значение воспринимаемого **П. т.** давления зависит от

угла между направлением потока и осью приёмной части **П. т.** Степень этой зависимости определяется формой головной (приёмной) части **П. т.**, отношением диаметра приёмного отверстия к внешнему диаметру трубки и в меньшей степени скоростью набегающего потока и другими факторами. Наибольшей чувствительностью к углу скоса потока обладают **П. т.**, имеющие хорошо обтекаемую форму головной части (сферическую, коническую, оживальную); она значительно меньше у **П. т.** с прямым срезом. Наименьшей чувствительностью к скосу потока обладают **П. т.** с протоком (см. рис.), которые обеспечивают измерение с погрешностью, не превышающей 1% при угле скоса до  $50^{\circ}$ . **П. т.** применяются главным образом при определении потерь энергии в различных каналах. Используются также для измерения скорости полёта летательных аппаратов (см. *Приёмник воздушных давлений*) или потока газа или жидкости (при этом с помощью других средств одновременно измеряются статическое давление и температура торможения).

Трубка Пито с протоком: 1 — набегающий поток; 2 — к чувствительному элементу.

**плавучесть самолёта** — способность самолёта плавать на воде при заданном весе, имея при этом определенную ватерлинию, называемую грузовой. Положение грузовой ватерлинии определяется из условия равенства гидростатической силы и веса и отсутствия эксцентриситета между ними.

Различают плавучесть гидросамолётов и плавучесть сухопутных самолётов, совершающих аварийную посадку на воду. Плавучесть гидросамолёта обеспечивается водоизмещением его лодки и поплавков. Плавучесть сухопутного самолёта обеспечивается водоизмещением агрегатов, сохраняющих герметичность при аварийной посадке на воду (гермокабина, топливные баки и другие гермоотсеки). Для обеспечения безопасности плавания каждый самолёт должен обладать запасом плавучести (в %), под которым понимают:

{{формула}}

где  $V_n$  — водоизмещение, соответствующее посадочному весу;  $V$  — водоизмещение, соответствующее погружению сухопутного самолёта до уровня входных дверей или аварийных люков без опасности заливания водой объёмов, создающих плавучесть; для гидросамолёта  $V$  — водоизмещение полного объёма лодки. Обеспечение **П. с.** — расчётный случай для дальних пассажирских самолётов.

Способность самолёта сохранять плоскость действующей ватерлинии (не опрокидываться) после прекращения действия на него возмущающей силы характеризует его остойчивость. Самолёт остойчив, если метацентрическая высота положительна.

*Лит.:* Косоуров К. Ф., Гидросамолёты, их мореходность и расчёт. Л.—М., 1935; Жуковский Н. Е., Теоретическая механика, 2 изд., М.—Л., 1952.

В. А. Максимов.

**плазово-шаблонный метод** (ПШМ) **обеспечения взаимозаменяемости** — метод зависимого образования форм и размеров сопрягаемых элементов конструкции летательных аппаратов и технологической оснастки, необходимой для изготовления и сборки этих элементов. Метод основан на перенесении форм и размеров деталей и оснастки с единого эталона форм и размеров, которым является чертёж изделия в натуральную величину с проекциями и сечениями — теоретический плаз.

С теоретическим плаза методом фотоконтактного копирования переносят на конструктивный плаз информацию о теоретических контурах сечений агрегатов по месту установки плоских и пространственных узлов летательного аппарата с целью геометрической увязки и согласования форм и размеров всех входящих деталей. В качестве заготовки конструктивного плаза используют преимущественно специальный чистовой прозрачный материал. Внутри теоретического контура узла тушью вычерчивают толщины, сечения элементов, контуры и элементы всех деталей, включая

заклёпки и болты. На конструктивный плаз наносят информацию о контрольно-фиксирующих и технологических отверстиях с целью технологической увязки заготовок деталей, формообразующей, контрольной и сборочной оснастки.

Форму и размеры деталей летательных аппаратов и оснастки воспроизводят и контролируют с помощью комплекта увязанных между собой жёстких металлических шаблонов, скопированных по отдельным сечениям с теоретического плаза. Шаблоны делятся на основные и производственные. Основным шаблоном служит контрольно-контурный (ШКК), обработанный по теоретическому контуру и полностью повторяющий конструктивный плаз. ШКК является вторичным эталоном по отношению к теоретическому плазу, предназначен для геометрической увязки, обработки и контроля комплекта производственных шаблонов на деталь, узел летательного аппарата и оснастку. С помощью комплекта производственных шаблонов форма и размеры ШКК переносятся на технологическую оснастку. К производственным относятся шаблоны контуров, развёртки деталей, заготовки, фрезерования, гибки и другие. На шаблонах наносят информацию, необходимую для изготовления деталей и оснастки.

Для обеспечения взаимозаменяемости агрегатов летательных аппаратов по стыкам применяют калибры разъёмов каждого агрегата — жёсткие пространственные конструкции, увязывающие сопряженные поверхности агрегатов и узлы их стыковки. При производстве летательных аппаратов небольших размеров взаимное расположение отдельных плоских сечений поверхности агрегатов летательных аппаратов и его разъёмов обеспечивают с помощью монтажных эталонов агрегатов (МЭА) — комплекта шаблонов и калибров разъёмов агрегата, соединённых в единую конструкцию. Увязку поверхности летательного аппарата в целом осуществляют с помощью макетов поверхностей агрегатов. Макеты представляют собой МЭА со сплошной, точно обработанной поверхностью. При изготовлении крупных самолётов вместо МЭА применяют координатные стенды (КС), которые обеспечивают многократную и идентичную установку шаблонов и калибров в пространстве. При установке комплекта шаблонов и калибров с помощью КС предварительно вскрывают взаимоувязанные базовые отверстия. Для этого применяют плоские КС, называемые также плаз-кондукторами. Межзаводскую взаимозаменяемость при производстве летательных аппаратов обеспечивают с помощью стационарных жёстких и прочных контракалибров и контрэталонов.

ПШМ используются при изготовлении обшивок и каркаса планёра самолёта. Расположение элементов бортовых систем внутри планёра определяют с помощью плоских плазов. Окончательную пространственную увязку делают на полноразмерном объёмном макете или эталоне, которым является отдельный экземпляр летательного аппарата, если летательный аппарат имеет небольшие размеры, либо отдельные технологические агрегаты (кабина экипажа, приборный отсек и т. п.), если летательный аппарат крупногабаритный. На технологических летательных аппаратах или агрегатах отрабатывают расположение элементов бортовых систем и создают вторичные эталонные элементы систем, которые подобно шаблонам используют как жёсткие носители форм и размеров. В развитие этой системы увязки сформировался метод объёмной увязки элементов планёра и бортовых систем летательного аппарата на основе базового эталона агрегата. По созданным эталонам делают технологическую оснастку, необходимую для проведения монтажно-сборочных работ.

ПШМ совершенствовался по мере развития конструкций летательных аппаратов, методов их производства, а также с внедрением вычислительной техники и оборудования с ЧПУ. ПШМ имеет серьёзные недостатки, обусловленные самой его сущностью. К ним относятся: длительный цикл и значительная трудоёмкость технологической подготовки производства из-за последовательного, связанного переноса формы и размеров с первоисточников; необходимость изготовления большой номенклатуры жёстких носителей форм и размеров для обеспечения геометрической увязки; невозможность перехода на автоматизированные технологические процессы изготовления взаимоувязанных деталей и оснастки. Поэтому область применения ПШМ всё более сокращается и в ближайшей перспективе будет включать 15% общей номенклатуры увязываемых элементов

конструкций летательного аппарата и оснастки. ПШМ вытесняется методом независимой увязки элементов летательного аппарата с использованием математического моделирования поверхностей летательного аппарата и воспроизведения их на оборудовании с числовым программным управлением. В независимом методе изготовления деталей летательного аппарата и технологической оснастки применяются известные принципы обеспечения взаимозаменяемости, при этом он базируется на аналитических методах задания аэродинамических поверхностей агрегатов летательного аппарата, средствах создания геометрических образов деталей в памяти ЭВМ и широком применении станков, управляемых от ЭВМ или систем с числовым программным управлением.

*П. Н. Белянин, Б. К. Гончаров, А. А. Смоляр.*

**планер** (французское *planeur*, от *planer* — парить) — 1) безмоторный летательный аппарат тяжелее воздуха с неподвижной несущей поверхностью — крылом для создания аэродинамической подъёмной силы. В свободном полёте **П.** летит со снижением (планирует) по наклонной траектории под действием собственно веса. Горизонтальный полёт или полёт с набором высоты называется парением и осуществляется благодаря использованию энергии восходящих потоков воздуха (см. *Парение планёра*).

По назначению **П.** подразделяются на спортивные (рис.1), экспериментальные (рис. 2) и транспортно-десантные. Спортивные **П.** могут быть одно- и двухместными, стандартного (размах крыла до 15 м), открытого (без ограничений) и клубного классов. В зависимости от назначения различают учебные (рис. 3), пилотажные, тренировочные и рекордные **П.** Аэродинамическая компоновка **П.** (подобно самолётной) может быть различной (моноплан, биплан, «летающее крыло», бесхвостка и т. п.). Существуют также так называемые балансирные **П.** (управление осуществляется перемещением тела пилота, смотри также статью *Дельтаплан*).

Для взлёта и посадки **П.** оборудуется лыжным или колёсным шасси (у рекордных **П.** убираемым). Для взлёта **П.** используют резиновые амортизаторы, наземные мотолёбёдки, автомобили, а также самолёты (наиболее распространённый способ). Балансирные и сверхлёгкие **П.** взлетают после разбега пилота с возвышенности. Существуют мотопланёры, для автономного старта которых применяются маломощные поршневые или реактивные двигатели (рис. 4). Для изготовления **П.** используется дерево, дуралюмин, стеклопластики и углепластики. Спортивные **П.** строят в основном из пластика. Основные характеристики некоторых спортивных **П.** приведены в таблице.

**Историческая справка.** Создание **П.** и осуществление управляемых полётов на них предшествовали первым удачным полётам самолёта. Эксперименты с **П.** проводил Дж. Кейли в 1809—1853, опытные полёты на змеях-**П.** на расстояние до 30 м были осуществлены французским моряком Ж. М. Ле Бри в 1857—1868 и А. Ф. Можайским в 1876. Важное значение для развития авиации имели полёты на планерах *О. Лиленгаль*, построившего ряд удачных **П.** балансирного типа. Большой вклад в совершенствование конструкции **П.** внесли П. Пилчер (Великобритания) и *О. Шанют* (США). Братья *О.* и *У. Райт*, снабдив несколько увеличенную копию своего удачно летавшего **П.** аэродинамическими рулями и лёгким двигателем, получили самолёт, на котором совершили первый полёт в 1903. В дореволюционной России конструкции **П.** разрабатывали *Н. Е. Жуковский*, А. В. Шиуков, С. П. Добровольский.

Широкий размах планёростроения получило в СССР в 20—30-х гг. Лучшие **П.** в этот период были созданы конструкторами *О. К. Антоновым*, *К. К. Арцеуловым*, *В. К. Грибовским*, Г. Ф. Грошевым, В. И. Емельяновым, *С. В. Ильюшиным*, *С. П. Королёвым*, *В. С. Пышиным*, М. К. Тихонравовым, Б. Н. Шереметевым, *А. С. Яковлевым* и другими. *П. И. Гроховскому* принадлежит идея использования **П.** для десантных целей. В 1932 был построен первый в мире 18-местный десантный **П.** «Яков Алкснис» конструкции Б. Д. Урлапова. В опытном конструкторском бюро Гроховского в 1935 был построен надувной резиновый одноместный **П.** Во время Великой Отечественной войны для десантирования и для снабжения партизан применялись **П.** А-7 конструкции Антонова, Гр-29 — Грибовского, КЦ-20 — Д. Н. Колесникова и *П. В. Цыбина*. В 1942

Антоновым был разработан П. КТ («Крылья танка») для транспортировки лёгких танков. Во время Второй мировой войны в США, Великобритании, Германии и Японии также использовались десантные многоместные П. После войны десантные П. строились и были на вооружении во многие страны (в СССР — Ил-32, Як-14, Ц-25). С появлением тяжёлых транспортных самолётов и вертолётов десантные П. утратили свою роль.

В 60—70-х гг. широкое использование ламинарных профилей крыла и появление новых полимерных материалов позволило резко улучшить летно-технические данные спортивных П. (конструкций Антонова, Б. О. Карвялиса, Б. И. Ошкиниса). Первый в СССР стеклопластиковый П. БК-7 был создан Карвялисом в 1972.

2) Конструкция летательного аппарата (без двигателей, оборудования, вооружения).

*Лит.:* Шереметев Б. Н., Планеры, М., 1959; Костенко И. К., Сидоров О. А., Шереметев Б. Н., Зарубежные планеры, М., 1959; Замятин Б. М., Планеры и планеризм, М., 1974; Красильников А. П., Планеры СССР, М., 1991.

*А. А. Бадягин, Ю. В. Макаров.*

Рис. 1. Стеклопластиковый планёр ЛАК-12 (СССР).

Рис. 2. Экспериментальный планёр-бесхвостка «Дископлан П» конструкции М. В. Суханова (СССР).

Рис. 3. Планёр первоначального обучения ЛАК-14 (СССР).

Рис. 4. Мотопланёр МАК-15 МП конструкции М. А. Кузакова (СССР).

Табл. — Характеристики одноместных спортивных планеров

Планёр	Страна, год создания	Размах крыла, м	Площадь крыла, м <sup>2</sup>	Удлинение крыла	Взлётная масса, кг	Масса пустого планёра, кг	Максимальное аэродинамическое качество (K <sub>max</sub> )	Скорость полета при K <sub>max</sub> , км/ч
ЛАК-12 «Литва»	СССР, 1979	20,42	14,63	28,5	650	340	48	113
SZD-42 «Янтарь-2»	Польша, 1976	20,5	14,24	29,2	450	250	48	90
«Нимбус-30»	ФРГ, 1986	24,6	16,85	36,0	750	400	57	125
JP-15/38 «Кармам»	Франция, 1979	15,0	11,0	20,6	420	210	38	100
MG-3-15L «Кондор»	Италия, 1979	15,0	11,25	20,0	510	340	42	115

SCHEMPP-NIRTH "VENTUS"	ФРГ, 1987	15.0	9,49	23,6	430	215	44	95
---------------------------	-----------	------	------	------	-----	-----	----	----

**планерный спорт** — один из видов *авиационного спорта*, соревнования на *планерах* в скорости, дальности полёта и прохождении специальной заданной дистанции. Соревнования могут проводиться как на одноместных, так и на двухместных планерах стандартного (с размахом крыла до 15 м) и открытого (без ограничений) классов.

Планеризм в России возник в начале XX в., когда стали организовываться первые кружки (организатором одного из них был *К. К. Арцеулов* — пилот-паритель №1) и проводиться соревнования планеристов. Энтузиастами планеризма были *Н. Е. Жуковский*, *П. Н. Нестеров*, *Н. Б. Делоне*, *С. П. Добровольский*. В 1908 на планёре собственной конструкции совершил полёты *А. В. Шиуков*. С полётами на планерах связано начало творческой деятельности известных учёных и конструкторов *А. Н. Туполева*, *О. К. Антонова*, *А. С. Яковлева*, *В. М. Мясищева*, *В. П. Ветчинкина*, *Б. Н. Юрьева*. На планёре собственной конструкции летал *С. П. Королёв*. Массовое развитие **П. с.** связано с деятельностью *Общества друзей воздушного флота* и *Осоавиахима*. Призыв Общества друзей воздушного флота «От модели к планёру, от планёра — к самолёту» способствовал не только увеличению числа созданных энтузиастами летательных аппаратов, но и активизации спортивной жизни, проведению соревнований планеристов. В 1923 в Крыму в поселке Коктебель (ныне поселок Планёрское) состоялись 1-е Всесоюзные планёрные состязания, которые затем стали проводиться ежегодно. Неуклонно росли мастерство и достижения советских планеристов. К 1941 из 18 мировых рекордов, зарегистрированных Международной авиационной федерацией, 13 принадлежало спортсменам СССР. Рекордсменами мира были *С. Н. Анохин*, *И. М. Сухомлин*, *В. М. Ильченко*, *М. К. Раценская*, *В. Л. Расторгуев*, *И. А. Карташов*, *В. А. Степанчонок*, *Е. И. Зеленко* и другие.

В послевоенные годы **П. с.** получил дальнейшее развитие. В 1948 создана всесоюзная секция **П. с.** (с 1966 Федерация планёрного спорта СССР). С 1949 **П. с.** включён в Единую всесоюзную спортивную классификацию. В 1964 в Орле открыт Центральный планёрный аэроклуб, ставший основной учебно-методической базой планеризма.

Руководство **П. с.** в стране осуществлял *ДОСААФ СССР*. Подготовка спортсменов проводилась в планёрных школах, кружках, юношеских планёрных школах (ЮПШ), но главным образом в аэроклубах ДОСААФ, имевших планёрное звено и располагавших необходимой материальной базой — планерами, самолётами-буксировщиками, специальным имуществом (парашюты, барографы, транспортные тележки для эвакуации планеров с площадки и др.). Основными аппаратами были «Янтарь-стандарт» (стандартный класс), ЛАК-12 (открытый класс), учебно-тренировочный «Бланик» и ЛАК-16 (для ЮПШ).

Программа соревнований может включать полёты: по замкнутым маршрутам через один или несколько поворотных пунктов; в цель и на открытую дальность через один или несколько поворотных пунктов; в цель с возвращением к месту старта. Назначаемая дистанция 150—750 км. Соревнования могут проводиться в моноклассе (спортсмены выступают в одном классе планеров) или в смешанном классе (в этом случае для каждого типа планёра устанавливается специальный коэффициент его качества).

Маршруты полётов на всех классах планеров для мужчин и женщин должны быть раздельными.

В 1990 проведён 52-й чемпионат СССР по **П. с.** (высшая лига — 28 мужчин, 13 женщин). В том же году состоялся 5-й розыгрыш первенства СССР по **П. с.** среди юношей (14—16 лет), в программу которого входили 2 полёта на высоту 1 м и 3 полёта на высоту до 5 м. С целью выявления сильных

и перспективных планеристов с 1983 ежегодно (с января по ноябрь) во всех организациях, занимавшихся **П. с.**, проводились всесоюзные заочные соревнования. К участию в них допускались спортсмены, имевшие квалификацию не ниже 1-го спортивного разряда. В программу этих соревнований входили полёты: на открытую дальность; в цель; в предписанном районе; по треугольному маршруту на дальность и с числом облётов не более трёх. Минимальная дистанция маршрута 150 км.

За рубежом **П. с.** наиболее развит в ФРГ, США, Франции, Великобритании, Швеции, Новой Зеландии. Чемпионаты мира и Европы проводятся один раз в 2 года. Первый чемпионат мира состоялся в 1937 (Германия). Советские планеристы впервые приняли участие в 7-м чемпионате мира (ПНР, 1958). По состоянию на 1 января 1991 из 70 мировых рекордов, регистрируемых Международной авиационной федерацией, 4 принадлежали советским планеристам (США — 12, другие страны — 54).

С середины 70-х гг. за рубежом получило развитие строительство планеров с небольшими двигателями (мотопланёры), проводятся самостоятельные соревнования на таких аппаратах, ведётся отдельный учёт рекордов. С 1988 **П. с.** — олимпийский вид спорта.

Г. П. Поляков, М. Н. Смольков.

Планеристы готовятся к полёту.

Буксировка планёра самолётом.

**планирование** — полёт летательного аппарата со снижением по наклонной траектории с углом наклона менее  $20^{\circ}$  с выключенными или работающими с малой тягой двигателями. При установившемся **П.** (при полёте с постоянной скоростью) силы, действующие на летательный аппарат, находятся в равновесии, при этом тяга двигателей всегда меньше *сопротивления аэродинамического* (см. также *Пикирование*). Практически все самолёты могут совершать посадку из режима **П.**

**платная нагрузка** — см. в статье *Нагрузка* летательного аппарата.

**Платонов** Константин Константинович (1906—1984) — советский психолог, один из основоположников отечественной авиационной психологии, доктор медицинских (1953) и психологических (1972) наук, профессор (1954), заслуженный деятель науки РСФСР (1967). Окончил Харьковский институт народного образования (1929), Ленинградский государственный институт медицинских знаний (1930). В 1936 возглавил филиал Института авиационной медицины имени академик И. П. Павлова при Качинской авиашколе. Проводил исследования в области психологии лётного обучения, психологического анализа и рационализации методов наземной тренировки, отбора кандидатов для лётного обучения. Участник Великой Отечественной войны. В 1947—1959 проводил исследования психологии лётного труда (создал для этого специальный самолёт-лабораторию), оборудования кабины летательных аппаратов, проблем лётных способностей и структуры личности и других. Награждён орденами Красного Знамени, Отечественной войны 2-й степени, 2 орденами Красной Звезды, медалями.

К. К. Платонов.

**плёночное охлаждение поверхности** — способ *тепловой защиты*, при котором охлаждающее вещество (газообразное или жидкое) вдувается в высокотемпературный поток газа через щель или проницаемый участок поверхности (перфорированный или пористый) и охлаждает не только область вдува охладителя, но и расположенный за ней участок поверхности, у которой создаётся тонкий слой (плёнка) относительно холодного газа (жидкости). В зоне вдува температура защищаемой поверхности приблизительно равна температуре вдуваемого газа; по мере удаления от зоны вдува температура поверхности повышается, приближаясь к *температуре равновесной* без вдува. Длина защищаемого участка поверхности возрастает с увеличением расхода охлаждающего

газа. Обычно используется серия последовательно расположенных зон вдува охлаждающего газа. **П. о.** вдувом газа применяется для тепловой защиты камер сгорания и сопел воздушно-реактивных двигателей — для этого обычно используется воздух, отбираемый из тракта двигателя перед камерой сгорания. Конвективно-плёночное охлаждение применяется для лопаток турбин авиационных газотурбинных двигателей (см. *Охлаждение двигателя*).

**П. о.** вдувом жидкости используется для охлаждения и защиты от эрозии стенок камер сгорания и сопел жидкостных ракетных двигателей при высоких температурах, когда внешнее охлаждение стенок оказывается недостаточным. В качестве охладителя обычно используется горючее, которое подаётся на поверхность через щели или серию отверстий. Жидкость образует на поверхности тонкую плёнку, увлекаемую вследствие трения потоком газа. По мере движения жидкость испаряется, поглощая теплоту. Пары жидкости, поступая в *пограничный слой*, действуют на него так же, как газ, вдуваемый через пористую поверхность — увеличивают толщину слоя и уменьшают теплоотдачу. При достаточно большом значении *Рейнольдса числа Re*, определяемом по толщине плёнки, скорости жидкости и её вязкости, на ней образуются волны, и часть жидкости уносится в виде капель, не реализовав теплоту испарения.

*Лит.:* Основы теплопередачи в авиационной и ракетно-космической технике, под ред. В. К. Кошкина, М., 1975; *Полежаев Ю. В., Юревич Ф. Б.*, Тепловая защита, М., 1976.

*В. Я. Боровой.*

**плечо оперения летательного аппарата** — длина проекции на продольную ось летательного аппарата отрезка, соединяющего заданную точку на средней аэродинамической хорде крыла (обычно в диапазоне *центровок* летательного аппарата) с точкой, лежащей на  $\frac{1}{4}$  средней аэродинамической хорды *оперения* летательного аппарата. В расчётах часто пользуются относительным **П. о.** — **П. о.**, выраженным в долях средней аэродинамической хорды или размаха крыла. **П. о.** — один из основных параметров, определяющих эффективность оперения (см., например, *Эффективность органов управления*).

**плоскопараллельное течение**, **плоское течение**, — течение, в котором частицы газа движутся параллельно некоторой фиксированной плоскости, при этом в соответственных точках всех плоскостей, параллельных данной, газодинамические переменные имеют одинаковые значения. В декартовой системе координат с осью *OZ*, направленной перпендикулярно к данной фиксированной плоскости, газодинамические переменные **П. т.** не зависят от координаты *z* и удовлетворяют уравнениям с двумя независимыми переменными *x* и *y*.

**плот надувной** — спасательное средство, предназначенное для поддержания на плаву вне воды и защиты от окружающих неблагоприятных гидрометеоусловий одного или несколько человек (см. рис.). **П. н.** имеют одноместное или многоместное исполнение; обычно выполняются из двух (редко одной) надувных камер плавучести, днища и защитного тента. Камеры плавучести, а часто и днище надуваются от автономного источника сжатого газа. **П. н.** входят в состав аварийно-спасательного оборудования летательного аппарата и, как правило, оснащаются комплектом средств жизнеобеспечения, сигнализации и оказания первой помощи, а также аварийным радиомаяком (или радиостанцией).

### Шестиместный спасательный надувной плот.

**Плотников** Павел Артемьевич (р. 1920) — советский лётчик, генерал-майор авиации (1966), заслуженный военный лётчик СССР (1966), дважды Герой Советского Союза (1944, 1945). В Советской Армии с 1938. Окончил 3-ю Новосибирскую военную авиационную школу (1940), Высшую офицерскую лётно-тактическую школу (1945), Военно-воздушную академию (1951; ныне имени Ю. А. Гагарина), Военную академию Генштаба Вооружённых Сил СССР (1960). Участник Великой Отечественной войны. В ходе войны был лётчиком, командиром звена и командиром эскадрильи бомбардировочного авиаполка. Совершил 343 боевых вылета. После войны на

командных и штабных должностях в войсках и центральном аппарате МО СССР. Награждён орденом Ленина, 3 орденами Красного Знамени, орденом Александра Невского, 2 орденами Отечественной войны 1-й степени, орденом Красной Звезды, медалями. Бронзовый бюст в Барнауле.

Лит.: П. А. Плотников, в кн.: Боевая слава Алтая, 3 изд., Барнаул, 1978; Кузнецов И. И., Джога И. М., П. А. Плотников, в их кн.: Золотые Звезды Алтая, Барнаул, 1982.

П. А. Плотников.

**площадёй правило** в аэродинамике: волновое сопротивление тонкого тела при нулевой подъёмной силе в транс- или сверхзвуковом потоке идеального газа определяется распределением  $S(x)$  площади поперечного сечения тела вдоль его оси и имеет то же значение, что и сопротивление тела вращения (эквивалентного тела), имеющего аналогичное распределение  $S_{\text{экв}}(x)$  площади поперечного сечения. Волновое сопротивление тонкого тела можно вычислить, применяя *импульсов теорему* к некоторой (контрольной) поверхности, расположенной на достаточно большом расстоянии от него. На таких расстояниях поле течения, согласно правилу эквивалентности (см. *Тонкого тела теория*), не зависит от формы поперечного сечения тела, является осесимметричным и соответствует полю течения около эквивалентного тела вращения. Это и приводит в результате к **П. п.**

**П. п.** справедливо и для комбинации тонкого тела (фюзеляжа) с тонким крылом малого удлинения. При трансзвуковом обтекании это следует из принципа эквивалентности, который выполняется для конфигурации рассматриваемого типа, и  $S_{\text{экв}}$  равна полной площади её поперечного сечения. При сверхзвуковых скоростях  $S_{\text{экв}}$  вычисляется несколько иначе. Например, в случае осесимметричного фюзеляжа она определяется суммой  $S_{\text{экв}} = S_{\text{ф}} + S_{\text{кр}}$ , где  $S_{\text{ф}}$  — площадь поперечного сечения фюзеляжа,  $S_{\text{кр}}$  — площадь проекции на поперечную плоскость сечения крыла плоскостью, составляющей угол Маха (см. *Маха конус*) с направлением набегающего потока.

Тела вращения, обладающие минимальным волновым сопротивлением при различных условиях имеют достаточно плавные обводы (см. *Осесимметричное течение*). Тогда из **П. п.** следует, что волновое сопротивление можно уменьшить путём обеспечения по возможности более гладкого и близкого к оптимальному распределения площадей поперечного сечения. Например, для комбинации «крыло — фюзеляж» с этой целью в месте расположения крыла у фюзеляжа должно быть предусмотрено сужение, компенсирующее увеличение полной площади сечения за счёт крыла.

Экспериментальные данные подтверждают **П. п.** и оно успешно применяется при разработке компоновок летательных аппаратов для уменьшения их волнового сопротивления.

Лит.: Эшли Х., Лэндал М., Аэродинамика крыльев и корпусов летательных аппаратов, пер. с англ., М., 1969.

В. Н. Голубкин.

**«площадка»** — ограниченный заданным временем участок прямолинейного горизонтального полёта летательного аппарата с постоянной скоростью и данными режимом работы силовой установки и конфигурацией летательного аппарата. Понятие «**П.**» используется в лётно-испытательной практике.

**площадь крыла** — площадь проекции *крыла* на его базовую плоскость (см. *Системы координат*) при нулевом угле атаки (см. рис.). По геометрическому признаку различают площадь трапецевидной части крыла (иногда — треугольной)-без учёта *наплывов* крыла, **полную П. к.** — с учётом наплывов по передней и задней его кромкам; **несущую П. к.** — с учётом подфюзеляжной его части; **омываемую** часть крыла, находящуюся в потоке (равна полной площади крыла за вычетом его подфюзеляжной части). **П. к.** (полная и трапецевидная) включает площади

закрылков, предкрылков, элеронов, элевонов, тормозных щитков, интерцепторов. К **П. к.** не относят площадь вертикальных законцовок крыла (см. *Шайбы концевые*), устанавливаемых для повышения аэродинамического качества самолёта и закрепляемых на концевых нервюрах крыла. По конструктивному признаку **П. к.** подразделяют на центропланную часть, вписанную, как правило, в обводы фюзеляжа (иногда частично выступает за его обводы) и консольную часть. У некоторых самолётов крыло не имеет центроплана (подфюзеляжной части).

**Площадь крыла:** а — трапециевидной части; б — полная; в — несущая; г — омываемой части.

**ПМ-1** (пассажирский с двигателем «Майбах») — один из первых советских пассажирских самолётов (см. в статье *Поликарпова самолёты*).

**По-2** — см. в статье *Поликарпова самолёты*.

**поверхности рулевые** — см. *Рули управления*.

**поверхностные силы** — силы, приложенные к поверхности элементарного объёма *сплошной среды* и обусловленные взаимодействием с частицами среды в соседних элементарных объёмах. Поскольку **П. с.** возникают при непосредственном механическом контакте между взаимодействующими элементами, их иногда называют также **контактными силами**. **П. с.** зависят от локальных свойств и характера движения среды.

**П. с.** характеризуются вектором напряжения  $p_n$  представляющим собой предел отношения главного вектора **П. с.** к площади выделенной элементарной площадке  $dS$  при стремлении её к нулю. В общем случае вектор  $p_n$  не совпадает с направлением внешней нормали  $n$  к  $dS$ , зависит от её ориентации и выражается через векторы  $p_x, p_y, p_z$ , определяющие напряжения на площадках, ортогональных соответственно осям  $x, y, z$ :

$$p_n = p_x \cos \varphi_x + p_y \cos \varphi_y + p_z \cos \varphi_z,$$

где  $\varphi_x, \varphi_y, \varphi_z$  — углы между  $n$  и осями  $x, y$  и  $z$ . Каждый из векторов  $p_x, p_y, p_z$  имеет вид:

$$p_\alpha = ip_{\alpha x} + jp_{\alpha y} + kp_{\alpha z}$$

где  $\alpha = x, y, z$  — декартовы координаты,  $i, j, k$  — соответствующие единичные орты,

и, следовательно, компоненты этих векторов определяют собой напряжённое состояние среды в рассматриваемой точке поля течения (см. *Тензор напряжений*). При этом величины  $p_{xx}, p_{yy}, p_{zz}$  называются **нормальными напряжениями**, а  $p_{xy}, p_{xz}, p_{yx}, p_{yz}, p_{zx}, p_{zy}$  — касательными напряжениями. В *идеальной жидкости* касательные напряжения равны нулю, а нормальные напряжения одинаковы по значению и не зависят от ориентации элементарной площадки. Понятие о **П. с.** является одним из фундаментальных в *механике сплошных сред* и используется при выводе уравнений, описывающих её движение.

*В. А. Башкин.*

**поверхность тока** — поверхность в *поле течения*, в каждой точке которой вектор скорости расположен в плоскости, касательной к этой поверхности в этой точке в данный момент времени. **П. т.** позволяют наглядно представить структуру потока около обтекаемого тела. Поскольку на **П. т.**, согласно определению, выполняется условие непротекания, то при течении *идеальной жидкости* любую **П. т.** можно заменить твёрдой поверхностью — так называемый **принцип затвердевания**. В аэро- и гидродинамике этот принцип используется, например, при построении решений *источников и стоков методом* для «вырезки» из течений тел сложной конфигурации (например, *волнолётов*), которые сравнительно просто рассчитываются.

**поворот на горке, ранверсман**, — *фигура пилотажа*, состоящая из горки, разворота летательного аппарата на  $180\{\{\circ\}\}$  без поворота вокруг продольной оси и *пикирования* в направлении, обратном направлению горки (см. рис.).

## Поворот на горке.

**повторно-статические испытания** авиационных конструкций — разновидность *усталостных испытаний*, при которых все переменные нагрузки, возникающие в процессе эксплуатации летательного аппарата, включая высокочастотные нагрузки, заменяют эквивалентным действием переменных нагрузок низкой частоты, сформированным в виде программного блока, эквивалентно отражающего как функциональные, так и переменные нагрузки. Программный блок нагрузок воспроизводят в лабораторных условиях при помощи многоканальной системы нагружения с управлением от ЭВМ, которая осуществляет: синхронное формирование изменений нагрузки по каждому из каналов нагружения; воспроизведение их при помощи следящих электрогидравлических приводов; контроль за нагружением и аварийную разгрузку в случае превышения заданного значения нагрузки. Результаты **П.-с. и.** используются для определения *ресурса* летательного аппарата. **повторяемость нагрузок** в эксплуатации летательного аппарата — интегральная характеристика числа нагружений летательного аппарата или его отдельных частей в период эксплуатации, определяемая числом возникающих нагрузок, равных и больших заданного уровня на 1 ч полёта ( $F_t$ ) или на единицу пути ( $F_L$ ). **П. н.** для посадки летательного аппарата определяется числом нагрузок на одну посадку. **П. н.** представляется в форме кривых повторяемостей (рис. 1), которые получаются по результатам статистических измерений нагрузок в эксплуатации летательного аппарата или в ходе специальных лётных испытаний. **П. н.** при манёврах самолётов характеризуется функцией  $F_t$  числа *перегрузок*  $n$ , при полёте в беспокойном воздухе — повторяемостью  $F_L$  эффективных порывов ветра  $W_{эф}$  (рис. 2). Повторяемость манёвренных перегрузок зависит от типа самолёта и ограничения перегрузки; для положительных и отрицательных приращений перегрузок типична асимметрия кривых  $F_t$  (см. рис. 1). Повторяемость  $W_{эф}$  зависит от высоты полёта, времени года и географического района эксплуатации самолёта; повторяемость положительных и отрицательных  $W_{эф}$  одинакова. **П. н.** при взлётах и посадках в значительной мере зависит от характеристик взлётно-посадочных устройств.

**П. н.** используется для определения числа действующих нагрузок (перегрузок) различного уровня при установлении *ресурса* самолёта по условиям сопротивления усталости; при этом число перегрузок  $N$  в интервале  $(n - \{\Delta\}n/2, n + \{\Delta\}n/2)$  на 1 ч полёта определяется соотношением  $N = F_t(n - \{\Delta\}n/2) - F_L\{\Delta\}(n + \{\Delta\}n/2)$ , где  $\{\Delta\}n = n - 1$  — приращение перегрузки. **П. н.** также используется для определения функции распределения экстремальных значений  $\Phi_{max}$  внешних нагрузок при определении эксплуатационных нагрузок в расчётах статической прочности:  $\Phi_{max} = \exp(-F\{\Delta\}t)$ , где  $t$  — время эксплуатации (в ч) каждого самолёта.

В. М. Чижев.

**погода** — состояние *атмосферы* Земли в рассматриваемом месте в определенный момент или за ограниченный промежуток времени (сутки, месяц, год). **П.** характеризуется атмосферным давлением, температурой, *влажностью воздуха*, скоростью и направлением *ветра*, количеством и формой осадков, *облаками* и другими атмосферными явлениями. С развитием авиации возникло понятие о **П.** в свободной атмосфере, возросло значение такого элемента, как *метеорологическая дальность видимости*.

**П.** в любой точке земного шара непрерывно изменяется в течение не только суток, но и нескольких минут. Часть этих изменений носит периодический характер в зависимости от действия солнечной радиации и вращения Земли вокруг своей оси (суточные изменения) или вокруг Солнца (годовые изменения). Непериодические изменения **П.** связаны с *атмосферной циркуляцией* и зависят от восходящих и нисходящих движений воздуха. С высотой интенсивность непериодических изменений **П.** уменьшается, однако в верхней тропосфере бывают резкие усиления ветра и *атмосферной турбулентности*, связанные со струйными течениями, учёт которых важен для авиации. Наиболее существенное значение для авиации имеют дальность видимости и высота облачности в районе аэродрома (см. *Минимум погодный*).

**пограничный слой** — тонкий по сравнению с характерным линейным размером тела слой

жидкости или газа, прилегающий к твёрдой поверхности, в котором градиенты газодинамических переменных в нормальном к стенке направлении столь велики, что инерционные силы и силы трения имеют здесь один и тот же порядок. **П. с.** образуется при больших *Рейнольдса числа*  $Re = QVL/\{\mu\}$ , где  $V$  — характерная скорость,  $L$  — характерный линейный размер,  $\{\mu\}$  — характерная динамическая вязкость,  $Q$  — характерная плотность.

Понятие **П. с.** для анализа движения жидкости при больших числах Рейнольдса было предложено *Л. Прандтлем* (1904). Согласно Прандтлю задача об обтекании тела потоком вязкой жидкости распадается на две самостоятельные задачи: задачу об обтекании тела потоком идеальной жидкости, которая описывается *Эйлера уравнениями*, и задачу о движении вязкой жидкости в **П. с.**, которая описывается уравнениями **П. с.** (уравнениями Прандтля). При этом, чтобы получить уравнения ламинарного пограничного слоя, используют уравнения Навье — Стокса; уравнения же турбулентного пограничного слоя получают из уравнений Рейнольдса. В обоих случаях уравнения **П. с.** имеют одинаковую структуру и для стационарного плоскопараллельного течения принимают вид:

$\{\{формула\}\}$

где  $x, y$  — криволинейные ортогональные координаты (координатная линия  $y = 0$  лежит на обтекаемой поверхности),  $u, \{v\}$  — проекции вектора скорости на координатные линии  $x$  и  $y$  соответственно,  $p$  — давление,

$\{\{формула\}\}$

— касательное напряжение трения,  $\{\mu\}_+$  — турбулентная динамическая вязкость. Решение этой системы уравнений удовлетворяет условиям прилипания и непротекания на обтекаемой поверхности:  $u = \{v\} = 0$  при  $y = 0$  и условию срачивания с внешним невязким потоком:  $u \rightarrow u\{c\}$  при  $y \rightarrow \infty$ , где  $u\{c\}$  — скорость потока на внешней границе **П. с.** В отличие от уравнений Навье — Стокса и Рейнольдса, полученная система уравнений относится к параболическому типу; при её интегрировании величины  $u\{c\}(x)$  и  $p(x)$  — известные функции, представляющие собой распределения соответствующих величин вдоль поверхности тела при обтекании его потоком идеальной жидкости. Вследствие этого значительно упрощается математический анализ задачи.

Прандтль получил уравнения **П. с.** для ламинарного течения около прямолинейной стенки путём оценки обусловленных вязкостью и инерционностью членов, входящих в уравнения Навье — Стокса, и сохранением только главных членов. Он показал, что толщина **П. с.**  $\{\delta\} \sim O(\{\epsilon\})$ ,  $u \sim O(1)$ ,  $\{v\} \sim O(\{\epsilon\})$ , где  $\{\epsilon\} = Re^{-0.5}$ . В 1927 немецкий учёный Р. Мизес (R. Mises) дал более формализованный, но вместе с тем и более строгий вывод уравнений **П. с.** Рассматривая плоскопараллельное ламинарное течение жидкости около криволинейной поверхности, он записал уравнение неразрывности и уравнения Навье — Стокса в безразмерном виде и произвёл преобразования:  $y = \{\epsilon\}Y$ ,  $\{v\} = \{\epsilon v\}$ . Если в преобразованных уравнениях совершить предельный переход  $\{\epsilon \rightarrow\} 0$ , то получаются уравнения **П. с.**, то есть они являются предельной формой уравнений Навье — Стокса, получающейся в определенных условиях при  $Re \{\rightarrow\} \infty$ . В последующие годы была установлена более глубокая, асимптотическая природа такого подхода к решению задачи.

Уравнения плоского **П. с.** после некоторых преобразований могут быть приведены к интегральному соотношению *Т. Кармана* (1921):

$\{\{формула\}\}$

здесь  $\tau_w$  — касательное напряжение трения на поверхности тела). Величины  $\{\delta\}^*$  и  $\{\delta\}^{**}$  имеют размерность длины, являются интегральными характеристиками **П. с.** и играют важную роль в теории **П. с.** Величина  $\{\delta\}^*$  называется *толщиной вытеснения* и представляет собой расстояние по нормали к обтекаемой поверхности, которое определяет смещение линий тока

вследствие вытесняющего действия **П. с.** Величина  $\{\{\delta\}\}^{**}$  называется **толщиной потери импульса** и характеризует изменение количества движения массы жидкости, протекающей через рассматриваемое сечение **П. с.** вследствие действия сил трения. В последующие годы были получены интегральные соотношения высших порядков: энергетическое соотношение (Л. С. Лейбензон, 1935), уравнение моментов  $k$ -го порядка  $k \{ \{ > = \} \} 1$  (В. В. Голубев, 1936); при этом уравнение моментов 1-го порядка совпадает с энергетическим соотношением.

Для исследования нелинейных уравнений **П. с.** используются различные подходы, связанные с введением новых зависимых и независимых переменных. Несмотря на всё их многообразие, можно выделить три принципиально различных подхода.

1. Решение задачи в переменных подобия, когда в качестве искомой функции выбирается *функция тока*  $\{\{\varphi\}\}(x, y)$  и вводятся преобразования

$$\{\{\varphi\}\}(x, y) = (2\{\{\xi\}\})^{1/2} f(\{\{\xi\eta\}\})$$

$\{\{\text{формула}\}\}$

в результате которых уравнения **П. с.** сводятся к уравнению

$\{\{\text{формула}\}\}$

с граничными условиями

$$f(\{\{\xi\}\}, 0) = f(\{\{\xi\}\}, \infty) = 0, f(\{\{\xi\}\}, \{\{\infty\}\}) = 1.$$

Здесь  $\beta = 2\xi(du\{\{e\}\}/d\{\{\xi\}\})/u\{\{e\}\}$ , и штрих обозначает дифференцирование по  $\eta$ . В точке  $\{\{\xi\}\} = 0$  ( $x = 0$ ), где начинает формироваться **П. с.**, уравнение в частных производных вырождается в обыкновенное дифференциальное уравнение, решение которого определяет собой начальное условие для исследуемой задачи. Переменные подобия впервые были введены немецким учёным Г. Блазиусом (H. Blasius, 1907); эти переменные очень удобны для численного анализа и широко используются в практике инженерных расчетов.

2. Решение задачи в переменных Мизеса, когда в качестве независимых переменных выбираются функция тока  $\{\{\varphi\}\}$  и координата  $x$ , а в качестве искомой функции —  $g(x, \{\{\varphi\}\}) = p/Q + a^2/2$ . В результате этих преобразований уравнения **П. с.** записываются в следующем виде:

$\{\{\text{формула}\}\}$

с граничными условиями

$$g(x, 0) = p/Q, g(x, \infty) = P/Q + u^2\{\{e\}\}/2.$$

Переменные Мизеса наиболее чётко раскрывают математическую природу уравнений **П. с.** как уравнений параболического типа. Вместе с тем их использование для численного анализа несет определенные трудности, поскольку на поверхности тела решение в общем случае является сингулярным ( $\partial^2 g / \partial \{\{\varphi\}\}^2 \partial \{\{\rightarrow \infty\}\}$  при  $\{\{\varphi \rightarrow \infty\}\}$ ).

3. Решение задачи в переменных Л. Крокко (1946), когда в качестве независимых переменных берутся  $x$  и  $u$ , а в качестве зависимой переменной — напряжение трения  $\{\{\tau\}\}$ . В результате соответствующих преобразований приходим к уравнению

$\{\{\text{формула}\}\}$

с граничными условиями

$\{\{\text{формула}\}\}$

В переменных Крокко порядок уравнения понижается на единицу, а независимые переменные

изменяются на конечном интервале. Всё это делает очень привлекательным применение этих переменных для численного анализа. Вместе с тем их использование накладывает ограничения на класс рассматриваемых течений в силу необходимого условия монотонности профиля скорости  $u$  (следствие требования взаимоднозначного соответствия физических и преобразованных плоскостей). Кроме того, на внешней границе **П. с.** решение теряет аналитичность:  $\partial\{\tau\}/\partial u\{\rightarrow\infty\}$  при  $u\{\rightarrow\}u\{e\}$ . Но эти ограничения не препятствуют широкому применению переменных Крокко для исследования практических задач.

Уравнения **П. с.** явились мощным и эффективным инструментом исследования прикладных задач; с другой стороны, развитие теории **П. с.** происходило под влиянием запросов практики, в первую очередь со стороны авиации. Примерно до начала 40-х гг., когда скорости движения самолётов были относительно невелики и можно было не учитывать сжимаемость воздуха, основное внимание уделялось исследованию несжимаемого **П. с.** Поскольку внимание акцентировалось на аэродинамику крыла, а самолёты имели крылья большого удлинения, рассматривался преимущественно двумерный **П. с.** В силу слабого развития вычислительной техники применялись главным образом приближённые методы анализа (точные методы использовались для решения частных задач, когда уравнения **П. с.** сводятся к обыкновенному дифференциальному уравнению — автомодельные решения). Большая группа приближённых методов основана на использовании интегрального соотношения Кармана, когда несущественна «тонкая» структура **П. с.** и необходимо определить с приемлемой для практики точностью сопротивление трения. Для этого профиль скорости и аппроксимируется некоторым выражением (например, с помощью интеграла ошибок  $u/u_e = \text{erf}\{a(x)y\}$ , которое после удовлетворения граничным условиям содержит неизвестную функцию от  $x$ . Если аппроксимирующее выражение подставить в интегральное соотношение Кармана, то после выполнения всех операций получается обыкновенное дифференциальное уравнение для определения неизвестной функции. Это уравнение интегрируется каким-либо известным способом. Среди методов этой группы наиболее известен метод Кармана — Польхаузена, основанный на использовании **П. с.** конечной толщины и на аппроксимации профиля скорости полиномом четвёртой степени. Использование интегральных соотношений высших порядков позволяет аппроксимировать профиль скорости выражением, которое содержит большое число неизвестных функций. Это приводит к повышению точности расчёта с одновременным увеличением трудоёмкости вычислений.

В период Второй мировой войны скорости полёта значительно возросли; при расчёте аэродинамических характеристик самолётов возникла необходимость учитывать сжимаемость среды, и поэтому стала интенсивно развиваться теория сжимаемого **П. с.** (в основном применительно к *совершенному газу*). Здесь большую роль сыграло преобразование *А. А. Дородницына* (1942), которое уравнения сжимаемого **П. с.** приводит к виду, очень близкому к уравнениям несжимаемого **П. с.** В это же время усилился интерес к осесимметричному **П. с.**, поскольку носовые части фюзеляжей самолётов стали выполняться в виде осесимметричных тел. В теории осесимметричного **П. с.** важную роль сыграло преобразование Манглера (1945) — Степанова (1947), с помощью которого уравнения осесимметричного **П. с.** сводятся к уравнению плоского **П. с.**, и, следовательно, эти два разных типа течения можно исследовать по одной и той же методике. В последующие годы в связи с выходом на сверхзвуковые скорости полёта и применением крыльев малого удлинения стало много внимания уделяться исследованию трёхмерного **П. с.**; Успехи в этом направлении во многом обусловлены появлением и быстрым развитием ЭВМ и разработкой точных методов численного анализа.

При сверхзвуковых скоростях движения самолетов и других летательных аппаратов имеет место *аэродинамическое нагревание* обтекаемой поверхности, которое также исследуется в рамках теории **П. с.** В связи с этим началась интенсивная разработка теории и методов анализа **П. с.** для сложных моделей движущейся среды: газ с постоянным молекулярным весом и переменный удельными теплоёмкостями, Равновесно диссоциирующий газ и др. При том большую роль начинают играть различные эффекты (излучение, явление поглощения энтропийного слоя в **П. с.** и т. д.), которые не встречались при дозвуковых скоростях движения или их значение было

несущественно. Однако наличие мощных ЭВМ и эффективных методов численного анализа позволяет успешно решать всё возрастающие по трудности прикладные задачи.

В рамках уравнений **П. с.** можно эффективно исследовать другие типы течений, например, истечение жидкости или газа из отверстий и насадков, течение в дальнем следе за телом и другие.

*Лит.:* Шлихтинг Г., Теория пограничного слоя, пер. с нем., М., 1974; Лойцянский Л. Г., Механика жидкости и газа, 6 изд., М., 1987.

*В. А. Баикин.*

**подвесной контейнер** — стандартный жёсткий корпус обтекаемой формы с отсеками (иногда герметичными) внутри, предназначенный для внешней подвески к летательного аппарата с целью транспортировки груза, оборудования, вооружения. **П. к.** крепится к летательному аппарату на унифицированных замках, а его оборудование подключается к бортовым системам питания и дистанционного управления. Впервые **П. к.** разработал и применил на самолёте ТБ-1 *П. И. Гроховский* (1931, СССР). Под самолёт подвешивалось одиннадцать **П. к.** для транспортировки десантников или грузов. В 1949 был разработан **П. к.** для самолёта Ту-4. Два **П. к.** под крыльями позволяли транспортировать два автомобиля.

Современные **П. к.** — сменные подвесные устройства к военным летательным аппаратам — служат в основном для повышения их боевой эффективности. В **П. к.** размещают неуправляемые ракеты, пулемётно-пушечное вооружение (см. рис.), кассетные бомбы, радиолокационное или фоторазведывательное оборудование.

**Подвесной контейнер с пушкой к истребителю F-100 (США).**

**подвесной топливный бак** — см. в статье *Топливный бак*.

**подкрылок** — элемент *механизации крыла*, предназначенный для увеличения подъёмной силы путём изменения площади и профиля крыла. **П.** представляет собой

несущую поверхность крыльевого профиля, отклоняемую вниз со смещением назад за контур задней кромки крыла с образованием профилированной щели между крылом и верхней частью **П.** (см. рис.). В нейтральном положении **П.** помещается под крылом (отсюда название) в углублении хвостовой части вдоль размаха и расположен только снизу его поверхности, не выступая на поверхность крыла сверху (в отличие от *закрылка*). **П.** обычно бывает щелевым, действие его аналогично действию подвесного *закрылка*. **П.** использовались в 40-е гг.

**Подкрылки: а — Фаулера, б — ЦАГИ.**

**подлёт** — вид испытаний самолёта, обычно предшествующий *вылету первому* опытному образцу; элемент подготовки экипажа и летательного аппарата к *лётным испытаниям*. Включает разбег, подъём на небольшую высоту (не более 1 м в первом **П.** и не более 1,5—2 м в последующих), полёт на этой высоте продолжительностью до 8—10 с, приземление на взлётно-посадочную полосу и пробег с использованием всех штатных тормозных устройств (тормозов, парашюта, устройств реверсирования тяги). Режим работы двигателей форсажный или максимальный. По результатам **П.** окончательно уточняются условия проведения первого вылета опытного самолёта.

**подобия законы** в аэродинамике. Включают: а) ограничения на класс рассматриваемых движений газа, форму тел и условия на их поверхности (обеспечивающие однозначную зависимость характеристик течения от так называемых определяющих параметров; б) способ масштабирования характеристик течения (вид переменных подобия); в) *подобия критерии*. Основным содержанием **П. з.** является совпадение количественных характеристик течений, записанных в переменных подобия, при равенстве численных значений критериев подобия.

Наиболее общие **П. з.** могут быть получены с помощью теории размерности без рассмотрения

уравнений движения газа, если для течения выбранного класса известна полная совокупность определяющих параметров. При этом вид переменных подобия может быть достаточно произвольным, удовлетворяя одному условию: масштабированные характеристики течения должны быть безразмерными; для масштабирования выбираются любые входящие в задачу параметры, но, как правило, так, чтобы безразмерные величины имели порядок единицы. Критериями подобия является любой полный набор независимых безразмерных степенных одночленов, составленных из определяющих параметров. Иллюстрацией может служить **П. 3.** для случая обтекания покоящихся тел однородным стационарным потоком вязкого *совершенного* газа при следующих дополнительных ограничениях на класс течения: а) теплопроводность газа пропорциональна вязкости ( $\{\lambda\} = c\{\mu\}$ ), а зависимость вязкости  $\{\mu\}$  от температуры  $T$  степенная:  $\{\mu\} \sim T^{\{\omega\}}$  ( $c, \{\omega\}$  — некоторые постоянные); б) скорость газа на поверхности тел равна нулю (условие прилипания), а температура газа у поверхности совпадает с температурой поверхности тела ( $T_{\{\omega\}} = \text{const}$ ); в) тела геометрически подобны, углы натекания на тела невозмущенного потока фиксированы; г) излучением и массовыми силами можно пренебречь. Выбранный класс течений зависит от десяти определяющих параметров: термодинамических констант газа (постоянных  $c, \{\omega\}$ , удельных теплоёмкостей газа  $c_p, c_v$ ), параметров набегающего потока (скорости  $V_{\{\infty\}}$ , давления  $p_{\{\infty\}}$  плотности  $Q_{\{\infty\}}$ , и вязкости  $\{\mu_{\infty}\}$ ), характерного размера  $L$  и температуры тела. Безразмерные степенные одночлены, составленные из определяющих параметров, образуют шесть критериев подобия: *Маха число*  $M$ , *Рейнольдса число*  $Re$ , *Прандтля число*  $Pr$ , показатель адиабаты  $\{\lambda\}$ , показатель степени  $\{\omega\}$ , отношение температур тела и набегающего потока (температурный фактор). Один из основных выводов **П. 3.**: при выполнении условий подобия *аэродинамические коэффициенты* тел одинаковы, изменяясь в случае нестационарности течения с характерным периодом времени, пропорциональным значению  $L/V_{\{\infty\}}$ .

**П. 3.**, следующие из теории размерности, основаны лишь на наиболее общих соотношениях между характеристиками течений, не связанных с конкретными особенностями соответствующих уравнений движения. Использование особенностей уравнений движения позволяет в ряде случаев получить **П. 3.** с меньшим числом критериев подобия или снять некоторые ограничения на класс рассматриваемых течений. Как правило, такие **П. 3.** относятся к более частным видам течений, которые могут быть описаны упрощенными уравнениями. Примером может служить **П. 3.** для случая стационарного обтекания тонких тел сверх- и гиперзвуковым однородным потоком идеального газа (под тонкими понимаются тела, имеющие малые углы наклона  $\{\tau\}$  поверхности к вектору скорости набегающего потока  $V_{\{\infty\}}$  характерный угол наклона  $\{\tau\} \ll 1$ ). Дополнительные ограничения: массовыми силами и излучением можно пренебречь; тела подобны, отличаясь двумя характерными масштабами — масштабом  $L$  в направлении  $V_{\{\infty\}}$ , и масштабом, пропорциональным  $\{\tau\}L$  в плоскости, перпендикулярной вектору  $V_{\{\infty\}}$ . Линеаризация уравнений движения при сверхзвуковых скоростях и отбрасывание членов порядка  $\{\tau\}^2$  при гиперзвуковых скоростях после перехода к безразмерным соотношениям при так называемом аффинном преобразовании геометрических координат приводят к **П. 3.**, содержащему критерий подобия  $\{\tau\}^2(M_{\{\infty\}}^2 - 1)^{-1}$ . **П. 3.**, полученный в предыдущем примере, при тех же ограничениях на класс течений содержит два критерия подобия ( $M_{\{\infty\}}, \{\tau\}$ ), требуя геометрического подобия обтекаемых тел (или же введения дополнительного критерия подобия  $\{\tau\}$ ). Один из основных выводов из полученного **П. 3.** для тонких тел: при выполнении условий подобия коэффициент давления  $c_p = (p - p_{\{\infty\}})/(Q_{\{\infty\}} V_{\{\infty\}}^2)/2$  в соответственных точках поля течения пропорционален  $\{\tau\}^2$  [обратно пропорционален величине  $(M_{\{\infty\}}^2 - 1)$ ]; здесь  $p$  — давление в рассматриваемой точке.

**П. 3.** нашли широкое применение в практике аэродинамических исследований. Они являются основой методов моделирования натуральных течений при режимах обтекания, достижимых в лабораторных условиях. Обработка результатов эксперимента в переменных подобия и учёт параметрической зависимости полученных характеристик от критериев подобия позволяют сократить число необходимых испытаний.

Лит.: Биркгоф Г., Гидродинамика, пер. с англ., М., 1963; Коул Дж., Методы возмущений в прикладной математике, пер. с англ., М., 1972; Седов Л. И., Методы подобия и размерности в механике, 10 изд., М., 1987; Лойцянский Л. Г., Механика жидкости и газа, 6 изд., М., 1987.

В. В. Михайлов.

**подобия критерии**, **подобия параметры**, — безразмерные независимые функции от определяющих течение параметров (например, скорости, плотности и давления невозмущенного потока, размера тела и т. п.). Фиксирование значений указанных функций обеспечивает подобие соответствующих этим значениям движений газа, задавая необходимые связи между определяющими параметрами. Подобными называются течения, которые разнятся лишь масштабами одноимённых количественных характеристик. Путём масштабирования численные значения характеристик подобных течений должны приводиться к единому виду, что является необходимым и достаточным условием подобия.

**П. к.** существуют для классов течений, однозначно зависящих от значений определяющих параметров, и могут быть найдены с помощью того или иного способа масштабирования, приводящего характеристики течения к безразмерному виду. Безразмерные определяющие параметры, полученные при указанном преобразовании, согласно определению, могут быть выбраны в качестве **П. к.** Число **П. к.** не может превышать максимально возможного числа  $n - m$  независимых безразмерных степенных одночленов, составленных из  $n$  определяющих параметров ( $m$  — число определяющих параметров с независимыми размерностями). Вид **П. к.** достаточно произволен. Например, любые алгебраические комбинации, составленные из **П. к.**, будут также **П. к.** при условии взаимно однозначного соответствия численных значений исходных и преобразованных **П. к.** Таким образом, число **П. к.** при выбранном способе масштабирования неизменно. Для течений наиболее общего вида уравнения, связывающие характеристики течений, допускают масштабирование, приводящее лишь к максимально возможному числу **П. к.**, равному  $n - m$ . В этих случаях в качестве **П. к.** используются, как правило, независимые безразмерные степенные одночлены из определяющих параметров, входящие в коэффициент безразмерных уравнений движения и краевых условий. Часть **П. к.** такого вида, имеющих чёткий физический смысл, названа именами выдающихся учёных. Абсолютное значение указанных **П. к.** позволяет судить о степени влияния на течение тех или иных эффектов, например, вязкости газа (*Рейнольдса число*), сжимаемости (*Маха число*), нестационарности (*Струхала число*) и т. п. Число **П. к.** может быть и меньшим значения  $n - m$  для некоторых частных случаев течений, описываемых существенно упрощёнными приближенными уравнениями (см. также *Подобия законы*).

В. В. Михайлов.

**подогреватель в аэродинамической трубе** — элемент гиперзвуковой *аэродинамической трубы* для подогрева рабочего газа до температуры, предотвращающей конденсацию газа в её рабочей части или более высокой. При использовании воздуха в качестве рабочего газа с полным давлением  $p_0 = 5$  МПа подогрев необходимо производить уже при *Маха числе*  $M > 4$ ; при  $M = 10$  температура подогрева достигает значения  $T_0 = 1000$  К. При тепловом моделировании, когда становится существенным влияние *реального газа эффектов*, нужно подогреть поток до нескольких тысяч К. В гиперзвуковых аэродинамических трубах непрерывного действия используются **П.** самого разнообразного устройства. Для подогрева газа до  $\sim 1100$  К применяют **омические П.**, насадка которых выполняется из электропроводящего жаропрочного материала (нихрома и др.). Для подогрева газа до 2000—2500 К используются **омические графитовые П.**, регенераторы с керамической насадкой, которая предварительно разогревается продуктами сгорания природного газа или керосина, электрический разряд в замкнутом объёме и адиабатическое сжатие. Для получения потока газа с температурой, превышающей 2000 К, обычно применяют **электродуговые П.** (ЭДП), в которых газ нагревается в электрической дуге. Существует ряд конструктивных схем ЭДП с продольным и поперечным обдувом дуги рабочим газом, в которых стабилизация положения дуги осуществляется аэродинамическими, электрическими и электромагнитными

силами. В качестве электродов используются теплопроводные термостойкие материалы (медь, вольфрам, графит и другие). Потребляемая мощность **П.** изменяется от нескольких кВт до десятков МВт.

*А. Л. Искра.*

**подсасывающая сила** — сила, которая возникает на передней кромке тонкого профиля при его движении в жидкости (газе) под углом атаки и совпадает по направлению со скоростью его движения. В случае безотрывного обтекания идеальной несжимаемой жидкостью плоской пластины под углом атаки скорость течения на передней кромке обращается в бесконечность, и, согласно *Бернулли уравнению*, здесь возникает бесконечно большое отрицательное давление (разрежение), приводящее к появлению сосредоточенной силы, которая направлена вперёд по движению и называется **П. с.** Эта сила благоприятно воздействует на аэродинамические характеристики, уравнивая противоположно направленную проекцию сил гидродинамического давления, приложенных к обтекаемой поверхности пластины. В результате лобовое сопротивление обращается в нуль (*Д'Аламбера — Эйлера парадокс*). Если передняя кромка имеет малый (но отличный от нуля) радиус кривизны, то суммарное действие пониженных давлений на такую кромку будет эквивалентно сосредоточенной **П. с.** Возникает **П. с.** при обтекании профиля дозвуковым потоком газа. При переходе к сверхзвуковым скоростям картина обтекания принципиально меняется — область сильного разрежения в окрестности острой передней кромки не образуется, и **П. с.** отсутствует. Однако в реальной жидкости (газе) влияние вязкости может привести к существенной перестройке течения, в частности к срыву потока с передней кромки. Из-за этого благоприятный эффект **П. с.** проявляется лишь частично или исчезает совсем.

*В. И. Голубкин.*

**подхват** — увеличение *угла атаки* и нормальной *перегрузки* (самопроизвольное при полёте с фиксированной ручкой управления или чрезмерно большое при её перемещении лётчиком) вследствие значительного уменьшения *продольной устойчивости* самолёта. В различной степени проявляется на всех сверхзвуковых самолётах при торможении в трансзвуковом диапазоне скоростей полёта. В отдельных случаях, когда, например, неблагоприятны аэродинамические характеристики летательного аппарата или характеристики его систем управления, **П.** может возникнуть из-за местной неустойчивости по перегрузке на больших углах атаки вследствие *инерционного взаимодействия* (см. также *Инерционное вращение*) при превышении критического значения скорости крена. Наиболее эффективным путем устранения **П.** является применение автоматики в системе управления летательным аппаратом. Однако при проектировании автоматических систем управления необходимо учитывать, что **П.** может возникать и в результате выхода на ограничение сигналов датчиков обратных связей по параметрам движения самолёта.

**подъемная сила** — проекция главного вектора аэродинамических сил (см. *Аэродинамические силы и моменты*), приложенных к обтекаемой поверхности тела, на нормаль к направлению его движения. Объяснение механизма образования и определение **П. с.** (так же, как и *сопротивления аэродинамического*) являются фундаментальными проблемами аэродинамики, в разработку которых внесли вклад многие выдающиеся учёные мира.

Появление **П. с. Y** при обтекании профиля и крыла потоком несжимаемой жидкости объяснил *Н. Е. Жуковский* (1906), связав её с образованием вихрей в потоке; **П. с. Y** профиля связана с *циркуляцией скорости Г* вокруг него соотношением (см. *Жуковского теорема*)

$$Y = \{\{\rho\}\} V\{\{\infty\}\} \Gamma,$$

где  $\{\{\rho\}\}$  — плотность жидкости,  $V\{\{\infty\}\}$  — скорость набегающего потока. Поскольку возникновение вихрей в потоке *идеальной жидкости* невозможно, то появление их и, следовательно, **П. с.** есть результат проявления неидеальных свойств среды — действия трения.

Несмотря на это, механизм образования **П. с.** моделируется в рамках теории идеальной жидкости путём введения циркуляции скорости, значение которой определяется на основе *Чаплыгина-Жуковского условия* (постулата) о конечности скорости на задней кромке профиля и крыла, при выполнении этого условия около профиля реализуется такое поле течения, при котором на его верхней стороне имеет место разрежение, а на нижней — повышение давления; этот перепад давлений определяет **П. с.** профиля.

В сжимаемом дозвуковом потоке существует такой же механизм образования **П. с.**, который также моделируется в рамках теории идеального газа. Для тонких профилей обычно используется линеаризованная теория, согласно которой для заданного профиля значения **П. с.** для сжимаемой ( $Y_{сж}$ ) и несжимаемой ( $Y_n$ ) жидкостей с одинаковыми параметрами на бесконечности связаны между собой соотношением (см. *Прандтля — Глауэрта теория*):

$$Y_{сж} = Y_n / (1 - M^2)^{1/2},$$

где  $M < 1$  — *Маха число* полёта.

Такой механизм образования **П. с.** обусловил типичную конфигурацию дозвукового самолёта, в которой чётко разделены функции между крылом и фюзеляжем: крыло — для получения **П. с.**, фюзеляж — для размещения экипажа, оборудования и полезной нагрузки.

При сверх- и гиперзвуковых скоростях полёта ( $M > 1$ ) механизм создания **П. с.** иной. При этих скоростях на наветренной стороне профиля образуется область повышенного давления ( $p_{нв} > p_{\infty}$ ) из-за сильного торможения потока в скачках уплотнения, а на подветренной — область разрежения ( $p > p_{нв} > 0$ ;  $p_{нв}$ ,  $p_{нв}, p_{\infty}$ ) — соответственно давления на наветренной и подветренной сторонах и в набегающем потоке). С увеличением числа Маха вклад подветренной стороны в создание **П. с.** быстро уменьшается. Этот механизм образования **П. с.** также моделируется в рамках теории идеального газа. Кроме того, он в общих чертах соответствует теории «ударного» возникновения давления при обтекании тела, которую предложил *И. Ньютон* (см. *Ньютона теория обтекания*), что и обусловило широкое применение формулы Ньютона, связывающей давление с местным углом наклона поверхности к направлению набегающего потока, для оценки аэродинамических характеристик гиперзвуковых летательных аппаратов.

Другой механизм образования **П. с.** при сверхзвуковых скоростях полёта привёл к изменению конфигурации сверх- и гиперзвуковых летательных аппаратов, у которых уже нет строгого разделения функции между крылом и фюзеляжем, и, по существу, вся его наветренная сторона принимает участие в создании **П. с.** В связи с этим рассматривается даже специальный класс летательных аппаратов — *волнолёты*, **П. с.** которых создаётся за счет сжатого слоя за ударной волной.

*Всплывную силу* также часто называют **П. с.**

*В. А. Башкин.*

**подъемник шасси** — механизм убирания и выпуска *шасси* летательным аппаратом. При появлении первых конструкций убираемого шасси использовался **П. ш.** с ручным приводом (например, на самолёте-амфибии Грумман JF-1). затем ручной привод применялся лишь в аварийной системе выпуска шасси. Электропривод **П. ш.** имеет недостаточную надёжность, поэтому большинство современных летательных аппаратов оборудованы гидроприводом как в основной, так и в аварийной системах убирания и выпуска шасси. Основным требованием, предъявляемым к **П. ш.**, кроме надёжности работы и минимальной массы, является быстрдействие, так как быстрота убирания шасси влияет на повышение скороподъёмности летательного аппарата.

**подъемно-маршевый двигатель** (ПМД) — авиационный газотурбинный двигатель, отличающийся возможностью использования вертикальной составляющей его тяги для обеспечения вертикального взлета и посадки (а также «висения») или сокращения потребной длины взлётно-

посадочной полосы. ПМД предназначены для установки на самолёт вертикального взлёта и посадки или самолета короткого взлета и посадки и в зависимости от схемы силовой установки самолёта могут обеспечивать весь полёт (включая взлёт и посадку) как самостоятельно, так и в комбинации с *подъемными двигателями*, работающими только на режимах взлёта и посадки. Помимо создания вертикальной составляющей тяги (при взлёте, посадке и малых скоростях полёта) ПМД участвует в обеспечении стабилизации положения самолёта в воздухе и управления им в тех случаях, когда обычные аэродинамические рули неэффективны. Изменение направления тяги ПМД достигается поворотом одного, двух или четырёх реактивных сопел. Эксплуатация самолёт вертикального взлёта и посадки при вертикальном взлёте и посадке связана с неравномерным попаданием на вход в ПМД горячих газов, отражённых от поверхности аэродрома или палубы корабля, что вызывает необходимость обеспечения повышенных запасов газодинамической устойчивости двигателя и вертикальной составляющей тяги. В 80-х гг. ПМД использовались на зарубежных и советских самолётах вертикального взлёта и посадки [например, «Пегас» фирмы «Роллс-Ройс» на самолёте «Харриер», Р27В-300 (см. статью АМ) на Як-38]. К ПМД следует отнести и двигатели, не имеющие поворотных сопел, но устанавливаемые в поворотные мотогондолы летательных аппаратов (например, на преобразуемом аппарате XV-15 фирмы «Белл»).

*Лит.:* Пономарев Б. А., Двухконтурные турбореактивные двигатели, М., 1973; Нечаев Ю. Н., Федоров Р. М., Теория авиационных газотурбинных двигателей, т. 2, М., 1978; Павленко В. Ф., Силовые установки с поворотом вектора тяги в полете, М., 1987.

О. Н. Фаворский.

**подъемный газ** — более лёгкий по сравнению с атмосферным воздухом газ, которым наполняют оболочку воздухоплавательных летательных аппаратов (аэростатов, дирижаблей) для создания аэростатической подъёмной силы (см. *Аэростатика, Всплывная сила*). Характеризуется удельной подъёмной силой  $f = g(Q_b - Q_r)$ , где  $Q_b, Q_r$  — плотности воздуха и П. г.,  $g$  — ускорение свободного падения. Значения  $Q_r$  и  $f$  для нашедших применение П. г. приведены в таблице для стандартных атмосферных условий на уровне моря (температура 288,16 К, давление 101325 Па,  $Q_b = 1,225 \text{ кг/м}^3$ ). Там же указаны относительные значения  $f$  в долях от удельной подъёмной силы водорода — наиболее лёгкого П. г.

Из указанных П. г. наиболее предпочтительным является гелий, который имеет высокие несущие свойства и более надёжен в эксплуатации по сравнению с пожаро- и взрывоопасным водородом. Однако широкое применение гелия сдерживалось его высокой стоимостью.

Табл. — **Параметры подъёмных газов**

Подъёмный газ	$\rho_r$ , кг/м <sup>3</sup>	$f$ , Н/м <sup>3</sup>	$f$
Воздух, нагретый до 100 °С	0,946	2,74	0,245
Воздух, нагретый до 150 °С	0,834	3,83	0,343
Водород	0,085 2	11,18	1

Светильный газ	0,427 — 0,635	7,83 — 5,79	0,7— 0,518
Гелий	0,169	10,36	0,927

**подъемный двигатель** — авиационный двигатель, создающий вертикальную тягу для обеспечения подъёма самолёта вертикального взлёта и посадки без разбега и посадки без пробегов. Такие двигатели могут быть использованы также на самолётах короткого взлёта и посадки. В этом случае создаётся только часть силы в дополнение к аэродинамической подъёмной силе для отрыва самолёта на меньшей скорости, а следовательно, и при меньшей длине разбега; на посадке из-за наличия вертикальной тяги самолёт может иметь меньшую посадочную скорость, а следовательно, и меньшую длину пробега. **П. д.** является частью составной силовой установки самолётов вертикального взлёта и посадки, которая состоит из *маршевых двигателей* или *подъёмно-маршевых двигателей* и **П. д.** В качестве **П. д.** наиболее распространены турбореактивные двигатели, в том числе двухконтурные с передним или задним расположением компрессора (вентилятора) второго контура. **П. д.**, как правило, устанавливаются вертикально в фюзеляже самолёта и работают только на взлёте и посадке. В обычном полёте они выключаются и являются «мёртвым» грузом, поэтому при заданной тяге должны иметь минимальную массу, размеры и объём. Требования к экономичности **П. д.** из-за кратковременности их работы не столь высоки. Выбираются малые значения степени повышения давления воздуха в компрессоре (4—8), поэтому и небольшое число ступеней компрессора (4—8). Для **П. д.** характерны малая длина камеры сгорания, одноступенчатая газовая турбина, короткое выходное сопло, 2—3 подшипниковые опоры ротора турбокомпрессора. Пуск **П. д.**, как правило, осуществляется подачей сжатого воздуха на лопатки его турбины. Масляная система открытого типа (масло, пройдя подшипники, выбрасывается в атмосферу). Для уменьшения массы **П. д.** в нём широко используются композиционные материалы, титан, дуралюмин и другие лёгкие материалы (см. рис.). В результате масса **П. д.** в 2,5—3 раза меньше массы обычных турбореактивных двигателей при одинаковой тяге.

Из выполненных образцов **П. д.** известны турбореактивные двигатели фирмы «Роллс Ройс» (Великобритания) RB.108 с тягой 11,3 кН, RB.162 и его модификации с тягой 20—27 кН. **П. д.** RB.108 применялся на экспериментальных самолётах вертикального взлёта и посадки Шорт SC.1 (Великобритания) и Дассо «Бальзак» (Франция). **П. д.** RB.162 устанавливался на экспериментальном самолёте Дассо «Мираж» **[[I]]**-V (Франция). Одна из модификаций RB.162-81 с охлаждаемыми рабочими лопатками турбины предназначалась для истребителя-бомбардировщика VAK.191B (ФРГ).

*Лит.:* Павленко В. Ф., Самолеты вертикального взлета и посадки. М., 1966; *его же.* Силовые установки летательных аппаратов вертикального взлета и посадки, М., 1972.

В. Ф. Павленко.

Подъемный турбореактивный двигатель: 1 — шестиступенчатый осевой компрессор; 2 — кольцевая камера сгорания; 3 — одноступенчатая газовая турбина; 4 — выходное устройство; 5 — патрубок подвода сжатого воздуха на лопатки турбины для пуска двигателя; 6 — форсунка для подачи топлива в камеру сгорания.

**поиск и спасание воздушных судов** — система мероприятий, направленных на обнаружение

воздушных судов, терпящих или потерпевших бедствие, оказание помощи пассажирам и экипажам таких воздушных судов, обеспечение их выживания и эвакуации. **П. и с. в. с.** осуществляются органами поисково-спасательной службы (ПСС), которая создаётся государством для поисково-спасательного обеспечения (ПСО) полётов в пределах своей территории. В открытом море, в границах районов, определяемых на основе региональных аэронавигационных соглашений, одобренных Советом Международной организации гражданской авиации (ИКАО), ПСО обеспечивается прибрежными государствами, добровольно принявшими на себя соответствующие обязательства.

Для осуществления ПСО определяются районы **П. и с. в. с.** В каждом районе создаются органы ПСС: координационный центр поиска и спасания (КЦ), при необходимости — вспомогательные центры, посты аварийного оповещения и спасательные команды. Для государств — членов ИКАО минимальное количество сил и средств, необходимых для ПСО в пределах каждого района, согласовывается на аэронавигационных совещаниях и указывается в региональных аэронавигационных планах. К поисково-спасательным операциям могут привлекаться воздушные и надводные суда, местные органы и средства, которые не являются частью ПСС.

КЦ поддерживает постоянную связь с органами обслуживания воздушного движения, на которые возложено аварийное оповещение о воздушных судах, нуждающихся в поиске и спасании (см. *Обслуживание воздушного движения*). Получив сообщение о воздушном судне, терпящем или потерпевшем бедствие, КЦ вводит в действие органы ПСС и спасательные команды. Он несёт ответственность за координацию поисково-спасательных операций. Свою деятельность он координирует также с КЦ других районов поиска и спасания.

В Российской Федерации поиск и спасание осуществляются общепринятым порядком в соответствии с международными стандартами и рекомендуемой ИКАО практикой. Для организации и проведения **П. и с. в. с.** территория страны разделена на зоны ПСО полётов, границы которых соответствуют зонам и районам управления воздушным движением, и районы ПСО полётов войсковых частей, предприятий (аэропортов) и организации. Состав сил и средств, перечень техники и снаряжения, права и обязанности должностных лиц ПСС определяются специальным актом, утверждённым полномочными органами военной и гражданской авиации. В целях ПСО организуется круглосуточное дежурство. Руководство поисково-спасательными работами в зоне возлагается на территориальные органы управления военной и гражданской авиацией, а в районе — на руководителей войсковых частей, предприятий (аэропортов) и организаций. Проведение аварийно-спасательных работ в районе аэродрома осуществляется силами и средствами предприятий и организации, в ведении которых находится соответствующий аэродром. При необходимости к проведению поисково-спасательных работ могут привлекаться воздушные, наземные, радиотехнические и другие средства предприятий и организаций, в районе деятельности которых потерпело бедствие воздушное судно. Работы по поиску и спасанию воздушных судов, их пассажиров и экипажей проводятся безвозмездно. Помощь иностранным воздушным судам, пассажирам и экипажам оказывается на равных основаниях с российскими.

В тех случаях, когда усилия по поиску воздушного судна, потерпевшего бедствие, не дали результатов и было установлено, что дальнейший поиск не приведёт к обнаружению его, лица, уполномоченные на то законом, принимают решение о прекращении поиска. Воздушное судно, поиск которого официально прекращён, если не установлено местонахождение судна или его обломков, считается пропавшим без вести.

В 80-х гг. разработана международная спутниковая система «Коспас-Сарсат» для определения в аварийных ситуациях координат «радиобуёв», установленных на судах и самолётах. «Коспас» — часть системы, разработанная СССР, «Сарсат» — часть системы, разработанная США, Канадой, Францией. Система включает искусственный спутник Земли на околополярных круговых орбитах, аварийные радиобуи на судах и самолётах, пункты приёма информации. В зоне видимости спутника определяются координаты не менее 20 радиобуев, работающих одновременно.

**поисково-спасательный летательный аппарат** — предназначается для ведения поиска и эвакуации экипажей и пассажиров самолётов, вертолёт, морских судов и т. п., терпящих бедствие, а также экипажей спускаемых космических кораблей. **П.-с. л. а.** (самолёт, вертолёт) оснащён радиопеленгационной и другой поисковой радиотехнической аппаратурой. Его экипаж обучен приёмам поиска пострадавших и оказания им первой медицинской помощи. На борту **П.-с. л. а.** находятся врач, спасатели-парашютисты, а также аварийно-спасательное имущество и снаряжение. С помощью вертолёт эвакуация терпящих бедствие и пострадавших осуществляется путём его зависания над местом бедствия. Для подъёма людей используются верёвочные лестницы, лебёдки с тросами. С самолётов на место бедствия сбрасываются спасатели-парашютисты, надувные плоты, продовольствие.

**покидание аварийное** — процесс оставления экипажем летательного аппарата в полёте, на земле и на воде в случае аварийной ситуации. На пассажирских и транспортных летательных аппаратах осуществляется также эвакуация пассажиров после аварийной посадки летательного аппарата на сушу или на воду. Способы **П. а.** определяются типом летательного аппарата. На военных самолётах применяются катапультные кресла (см. также *Катапультирование*). При этом обеспечивается спасение экипажа как в условиях нулевой высоты, так и практически во всём диапазоне лётных режимов самолёта. На некоторых многоместных самолётах с целью экономии времени на **П. а.** осуществляется последовательное принудительное покидание летательного аппарата всеми членами экипажа с минимально допустимой задержкой во времени между катапультированием отдельных членов экипажа. Более эффективны схемы с применением одновременного попарного катапультирования в сочетании с боковым разведением траекторией кресел для исключения их соударения в воздушном потоке.

**П. а.** экипажем пассажирских и транспортных самолётов и вертолёт в период лётных испытаний, как правило, осуществляется с помощью парашюта. Для облегчения **П. а.** на летательном аппарате обеспечиваются условия, повышающие безопасность подхода к аварийным выходам и совершения прыжка. **П. а.** или эвакуация экипажей и пассажиров летательного аппарата на земле и на воде производятся с использованием специальных аварийных выходов и средств эвакуации (трапы одно- и двухдорожечные, спасательные канаты, *жилеты спасательные*).

Состав средств аварийного покидания и жизнеобеспечения, число и размеры аварийных выходов, аварийное освещение во время эвакуации и т. п. для пассажирских летательных аппаратов каждого типа регламентируются *Нормами лётной годности*.

Ю. А. Винокур.

**покрытия металлов в авиастроении.** В изделиях авиационной техники практически на все металлические детали и узлы наносятся те или иные покрытия в целях защиты их от коррозии, действия высоких температур и придания требуемого декоративного вида. Наибольшее применение получили лакокрасочные покрытия (ЛКП). Учитывая жёсткие условия эксплуатации, для обеспечения максимальной адгезии лакокрасочных слоев широко используются в качестве предварительного подслоя анодно-оксидные и химические конверсионные покрытия.

Алюминиевые сплавы обычно подвергаются анодному оксидированию (анодированию) в растворе серной или хромовой кислоты. В качестве подслоя под ЛКП анодирование применяется и для деталей из магниевых сплавов; его проводят обычно в растворе бифторида аммония или смеси на его основе. В отдельных случаях анодирование металлов используется как самостоятельное покрытие, например, твёрдое анодирование деталей из алюминиевых и титановых сплавов. Замена анодно-оксидных покрытий химическими конверсионными покрытиями исключает снижение выносливости. Практически применяются 2 процесса: хроматирование в смеси хромового ангидрида и фторсилката натрия и хроматное фосфатирование в смеси ортофосфорной кислоты, хромового ангидрида и фтористоводородной кислоты. Для магниевых сплавов химические

конверсионные покрытия являются основным видом подготовки поверхности под ЛКП. Обычно применяют хромирование (например, в смеси двуххромовокислого калия, азотной кислоты и хлористого аммония), которое заменяется анодированием или фторидным фосфатированием при нанесении органических покрытий, работающих при повышенных температурах.

Химические конверсионные покрытия достаточно широко используются и при подготовке поверхности различных сталей под ЛКП. о этом случае применяется фосфатирование в растворах, содержащих монофосфат цинка и азотнокислый цинк. Подготовка поверхности сталей под ЛКП проводится и путем гальванического кадмирования с последующим пассивированием или фосфатированием, а также металлизацией цинком или сплавом алюминий — цинк. На углеродистые и низколегированные стали ЛКП могут также наноситься после механической зачистки электрокорундом, дробью или металлическими щётками. Коррозионностойкие стали покрываются ЛКП после обработки поверхности электрокорундом, гидropескоструйной обработкой или травлением и обязательной пассивации (например, в 30%-ном растворе азотной кислоты или смеси ее бихроматом).

Правильный выбор системы подготовки поверхности — главный фактор в обеспечении адгезии ЛКП. Важными факторами являются также регламентация перерывов между подготовкой и окраской и соблюдение технологических режимов нанесения грунтовочных, промежуточных и окончательных слоев. Выбор той или иной лакокрасочной системы (см. *Лакокрасочные материалы*) для защиты различных деталей узлов и агрегатов летательных аппаратов, а также для окончательной окраски всей его поверхности определяется прежде всего характером контактирующих сред и температурой эксплуатации. В общем случае при воздействии атмосферы различной агрессивности при температуре эксплуатации до 100{{°}}С используются перхлорвиниловые эмали, нанесённые по акриловым или фенольно-масляным грунтам, до 200{{°}}С — эпоксидные эмали по акриловым или эпоксидным грунтам, до 300{{°}}С — глифталевые эмали по глифталевым грунтам, до 400{{°}}С — органические эмали. Лакокрасочные системы выбирают исходя из того, что летательные аппараты эксплуатируются в самых разнообразных климатических условиях. При отсутствии непосредственных контактов с водой внутренний набор планера летательного аппарата, выполненный из алюминиевых сплавов, во многих местах защищается только грунтами. Использование одних грунтов, однако, исключается, где возможны различного рода загрязнения, а также в труднодоступных местах, если сплавы, из которых изготовлены конструкции, чувствительны к расслаивающей коррозии. Особое внимание уделяется защите заклепочных и сварных соединений.

Для отделки внутренних салонов пассажирских самолётов наряду с ЛКП нашли применение пластиковые покрытия. Отделка производится так называемым алюмопластом, то есть листами из алюминиевых сплавов, на которые заранее приклеена перхлорвиниловая плёнка.

Гальванические покрытия получили в авиастроении большое распространение для защиты и придания специальных свойств поверхностям стальных деталей. Кадмирование и цинкование применяются для защиты деталей, работающих при средних температурах (до 300{{°}}С). Эти виды покрытий являются эффективным средством предотвращения контактной коррозии при соединении деталей из разнородных металлов. Покрытия наносятся в цианистых, серноокислых или хлористоаммонийных электролитах. Меднение чаще используется в качестве подслоя для нанесения других гальванических покрытий — таких, как оловянистые и никелевые; проводится в цианистом, пирофосфатном или серноокислом электролитах. Никелирование применяется для защитно-декоративной отделки и в качестве подслоя при выполнении некоторых более сложных и термостойких (до 500{{°}}С) систем (никель — медь — никель, никель — кадмий) и проводится в кислых растворах, содержащих серноокислый никель и хлористые или фтористые соли. Для повышения износостойкости и стойкости к окислению при повышенных температурах применяется хромирование, осуществляемое в кислых растворах на основе хромового ангидрида. Оловянирование (лужение) используется для защиты токоведущих и подлежащих пайке деталей. Во всех гальванических процессах важной операцией, особенно при обработке

высокопрочных сталей, является обезводороживание, которое осуществляется путём нагрева в специально регламентированных (в зависимости от вида наносимого покрытия) условиях. Эта операция позволяет исключить водородное охрупчивание в эксплуатации.

Наряду с гальваническими и металлизационными покрытиями в авиастроении получили распространение и другие виды металлических покрытий. Прокат из алюминиевых конструкционных сплавов защищается путём плакирования технически чистым алюминием или алюминием с цинком. Плакирующий слой имеет более отрицательный потенциал и за счёт электро-химической защиты существенно тормозит развитие таких опасных видов коррозии, как коррозионное растрескивание и расслаивающая коррозия. Для повышения жаростойкости жаропрочных материалов, используемых в авиационных двигателях при температурах выше 1000{°}С, применяются такие методы формирования покрытий, как электронно-лучевое напыление, термомодифузионная обработка и некоторые другие.

См. также *Абляция*.

*Лит.:* Чеботаревский В. В., Кондрашов Э. К., Технология лакокрасочных покрытий в машиностроении, М., 1978; Коррозия. Справочник, пер. с англ., М., 1981.

*В. С. Синявский.*

**Покрышев** Пётр Афанасьевич (1914—1967) — советский лётчик, генерал-майор авиации (1955), дважды Герой Советского Союза (дважды 1943). В Советской Армии с 1934. Окончил Одесскую военную школу пилотов (1935), Высшую военную академию (1954; позже Военная академия Генштаба Вооруженных Сил СССР). Участник советско-финляндской и Великой Отечественной войн. В ходе войны был командиром эскадрильи, командиром истребительского авиаполка. Совершил около 300 боевых вылетов, сбил лично 22 и в составе группы 7 самолётов противника. После войны до 1961 в войсках ПВО. Депутат Верховного Совета СССР в 1950—1954. Награждён орденом Ленина, 3 орденами Красного Знамени, орденами Александра Невского, Отечественной войны 1-й степени, 2 орденами Красной Звезды, медалями. Бронзовый бюст в г. Голая Пристань Херсонской области.

*Лит.:* Попова Л. М., Дважды Герой Советского Союза П. А. Покрышев, М., 1953; Баулин Е. П., Сын неба, Л., 1968.

**П. А. Покрышев.**

**Покрышкин** Александр Иванович (1913—1985) — советский военачальник, маршал авиации (1972), канд. военных наук (1969), трижды Герой Советского Союза (дважды 1943, 1944). В Советской Армии с 1932. Окончил Пермскую военную авиационную школу авиатехников (1933), Качинскую военную авиационную школу лётчиков имени А. Ф. Мясникова (1939), Военную академию имени М. В. Фрунзе (1948), Высшую военную академию (1957; позже Военная академия Генштаба Вооруженных Сил СССР). Участник Великой Отечественной войны. В ходе войны командир эскадрильи, командир истребительного авиаполка, командир истребительной авиадивизии. Совершил свыше 600 боевых вылетов, сбил лично 59 самолётов противника. После войны в войсках ПВО. Заместитель главнокомандующего войсками ПВО (1968—1971), председатель ЦК ДОСААФ СССР (1972—1981). Депутат Верховного Совета СССР в 1946—1984. Член Президиума Верховного Совета СССР в 1979—1984. Награждён 6 орденами Ленина, орденом Октябрьской Революции, 4 орденами Красного Знамени, 2 орденами Суворова 2-й степени, орденом Отечественной войны 1-й степени, 2 орденами Красной Звезды, орденом «За службу Родине в Вооружённых Силах СССР» 3-й степени, медалями, а также иностранными орденами. Бронзовый бюст в Новосибирске.

*Соч.:* Крылья истребителя, М., 1948; Небо войны, 7 изд., Новосибирск, 1988.

*Лит.:* Денисов Н. Н., Карпович М. Д., Трижды Герой Советского Союза А. И. Покрышкин, И.,

1948; Хорунжий А. М., Орлиные крылья, М., 1966; Водопьянов М. В., Три Золотые Звезды, в его кн.: Небо начинается с земли, М., 1976; Покрышкина М. К., Жизнь, отданная небу, М., 1989.

**А. И. Покрышкин.**

**Полбин** Иван Семёнович (1905—1945) — советский лётчик, дважды Герой Советского Союза (1942, 1945, посмертно), генерал-майор авиации (1943). В Красной Армии с 1927. Окончил Оренбургскую военную школу лётчиков (1931). Участник боёв в районе р. Халхин-Гол, Великой Отечественной войны. В ходе войны был командиром бомбардировочных авиаполка, авиадивизии, авиакорпуса. Совершил 157 боевых вылетов. Погиб при выполнении боевого задания. Награждён 2 орденами Ленина, 2 орденами Красного Знамени, орденами Суворова 2-й степени, Богдана Хмельницкого 1-й степени, Отечественной войны 1-й степени, Красной Звезды, медалями. Имя **П.** присвоено Оренбургскому высшему военно-авиационному училищу лётчиков. Бронзовый бюст в с. Полбино (ранее Ртищево-Каменка) Ульяновской области.

*Лит.:* Дырин Е. Ф., На боевом курсе, Ульяновск, 1952; Дынин И. М., Генерал Полбин, Саратов, 1981.

**И. С. Полбин.**

**поле течения** — пространство, в котором происходит движение *сплошной среды*. В аэро- и гидродинамике **П. т.** используется при эйлеровом подходе к исследованию течений жидкости и газа, согласно которому изучается изменение в каждой точке пространства газодинамических переменных (скорости, давления и т. п.), то есть изучаются поля газодинамических переменных. Если **П. т.** явно зависит от времени, то оно называется **неустановившимся** или **нестационарным**, в ином случае — **установившимся** или **стационарным**.

**полёт** в авиации и воздухоплавании — движение летательного аппарата в атмосфере под воздействием аэродинамических (аэростатических) и гравитационных сил и тяги силовой установки или под воздействием только аэродинамических (аэростатических) и гравитационных сил (при безмоторном полёте). В практической деятельности **П.** часто рассматривается как совокупность последовательных этапов, необходимых для выполнения целевого задания; в этом смысле в понятие **П.** включаются также разбег летательного аппарата при *взлёте* и пробег после *посадки*. Классификация **П.** проводится по следующим основным признакам: область выполнения, район выполнения, назначение, число летательных аппаратов, время суток, условия выполнения, высота **П.**, режим **П.**, тип траектории **П.**, вид управления, наличие и тип силовой установки, состояние летательного аппарата. Определения некоторых видов **П.** приведены ниже.

**Аварийный** — **П.**, при выполнении которого произошло *авиационное происшествие*.

**Автоматический** — **П.**, в ходе которого управление летательным аппаратом осуществляется система автоматического управления без вмешательства экипажа. Может выполняться как с экипажем на борту летательного аппарата, так и без него.

**Автономный** — **П.**, в ходе которого все задачи **П.** решаются экипажем и (или) бортовыми системами летательного аппарата без помощи наземных или воздушных пунктов управления.

**Атмосферный** — **П.** в пределах атмосферы Земли или атмосфер планет.

**Аэродромный** — **П.** в пределах *аэродромного узла*. Может выполняться с посадкой как на аэродроме вылета, так и на другом аэродроме, входящем в данный аэродромный узел.

**Баллистический** — **П.** под действием гравитационных сил и сил сопротивления атмосферы Земли или атмосфер других планет; движение летательного аппарата происходит по *баллистической траектории*.

**Боевой** — **П.** с целью выполнения боевого задания, например, противодействие и уничтожение

авиации противника, подавление и уничтожение его наземных и надводных (подводных) сил, разрушение промышленных объектов и транспортных коммуникаций, разведка, транспортные операции и связь на театре военных действий.

**Боком** — 1) прямолинейный **П.** самолёта при *крене*  $90\{\{\circ\}\}$ ; является фигурой *высшего пилотажа*. 2) **П.** вертолёта с поступательной скоростью в направлении поперечной оси его связанной *системы координат*.

**Бреющий** (разговорный), *на предельно малой высоте*, — низковысотный **П.** на истинной высоте полёта менее 100 м. Используется для скрытого подхода к цели, преодоления зоны ПВО и ухода из-под атаки истребителей противника.

**Визуальный** — **П.**, выполняемый в условиях видимости закабинного пространства (см. *'Обзор из кабины экипажа*). Пространственное положение летательного аппарата и его местоположение при этом определяются по естественному горизонту и наземным ориентирам.

**Внеаэродромный** — **П.** с выходом за границы аэродромного узла, но с посадкой на аэродроме вылета или другом аэродроме, входящем в данный аэродромный узел; может быть зональным, межзональным и районным.

**Вывозной** — **П.** с целью обучения лётчика или экипажа в целом пилотированию нового для них типа летательного аппарата.

**Высотный** — **П.** на стандартной *барометрической высоте* более 4000 м.

**Гиперзвуковой** — **П.** с *гиперзвуковой скоростью*.

**Групповой** — совместный **П.** нескольких летательных аппаратов в составе организованного формирования (группы) под руководством одного командира. Группа может иметь жёсткую конфигурацию — строй летательных аппаратов или гибкую, меняющуюся в зависимости от обстановки, — боевые порядки.

**Дневной** — **П.** в период времени суток между восходом и заходом Солнца.

**Доводочный** — испытательный **П.**, выполняемый для оценки проведённых на летательном аппарате доработок.

**Дозвуковой** — **П.** со скоростью, меньшей скорости звука.

**Дрейфующий** — **П.** *дрейфующего аэростата*.

**Заводской** — испытательный **П.** по программе *сдаточных испытаний*, проводимый непосредственно после изготовления или ремонта летательного аппарата, как правило, экипажем и на аэродроме завода-изготовителя или ремонтного завода.

**Зональный** — внеаэродромный **П.** в воздушном пространстве зоны управления воздушным движением.

**Инспекторский** — **П.** с целью инспекторской проверки готовности экипажа или авиационного подразделения (части, соединения) к выполнению возложенных на них задач. Проводится лётчиками или специалистами-инспекторами из состава авиационных инспекций или других организаций.

**Испытательный** — **П.** по программе *лётных испытаний*. Испытательные **П.** проводятся на опытных и экспериментальных летательных аппаратах (в том числе на летающих лабораториях и на свободнолетающих моделях), а при эксплуатационных, *сдаточных* и контрольных испытаниях — и на серийных летательных аппаратах.

**Исследовательский** — **П.** по программе *лётных исследований*.

**Квалификационный** — П. с целью определения (оценки) качества летательного аппарата или уровня подготовки экипажа.

**Контрольный** — 1) П. с целью контроля готовности техники и (или) экипажа летательного аппарата к предстоящему выполнению задания. 2) П. с целью проверки состояния летательного аппарата и (или) функционирования его систем после ремонта, доработки, дооборудования, расконсервации и других работ. 3) П. с целью подтверждения установленных характеристик (например, контрольный П. на дальность). 4) П. по программе *контрольных испытаний* серийных летательных аппаратов.

**Крейсерский** — П. на *крейсерском режиме полёта*.

**Машущий** — П., при котором подъёмная сила создаётся машущими движениями несущих поверхностей летательного аппарата (см. *Махолёт*).

**Межзональный** — внеаэродромный П. в воздушном пространстве двух и более зон управления воздушным движением.

**Местный** — внутренний П. по *местным воздушным линиям*.

**На висении** — П. с нулевой поступательной скоростью по всем осям связанной системы координат объекта, относительно которого выполняется висение.

**На малой высоте** — П. на истинной высоте менее 1000 м.

**На предельных режимах** — П. при крайних значениях параметров движения летательного аппарата, соответствующих его *лётным ограничениям* в данной конфигурации (например, ограничениям по скорости и высоте П., перегрузкам, скорости и крену, углам атаки и скольжения, вертикальной скорости снижения, посадочной скорости, боковой или попутной составляющим ветра и др.).

**На сваливание** — испытательный П. с выходом на большие углы атаки до сваливания летательного аппарата.

**Низковысотный** — П. на истинной высоте менее 200 м.

**Ночной** — П. в период времени суток между заходом и восходом Солнца.

**Парящий** — П. с нулевой тягой, при выполнении которого сохранение или набор высоты происходит благодаря восходящим потокам воздуха. Методика парящего П. широко используется планеристами для получения максимальных значений продолжительности и дальности П. (см. *Парение планёра*).

**Перевёрнутый** — П. при угле крена  $180\{\{\circ\}\}$  (вверх колёсами). Может выполняться в испытательных или спортивных целях, а также в воздушном бою.

**Пикирующий** — П. с большими углами снижения и большими отрицательными углами *тангажа*. Является *фигурой пилотажа* (см. *Пикирование*).

**Планирующий** — П. с углами снижения менее  $20\{\{\circ\}\}$  и небольшими углами *тангажа* (см. *Планирование*).

**По кругу** — П. над аэродромом по установленной для данного аэродрома схеме (маршруту). Для организации П. над аэродромом устанавливаются: малый круг для визуального захода на посадку и большой круг (большая или малая «коробочка») для выхода в зоны пилотажа, на маршрут, полигон и для возвращения на аэродром. Высота П. по кругу устанавливается в зависимости от вида летательного аппарата (самолёт или вертолёт) или типа самолёта и наличия препятствий вблизи аэродрома. Она одновременно является высотой перехода и указывается в Инструкции по

производству полётов в районе аэродрома. Если над аэродромом установлено несколько высот **П.** по кругу, высота перехода определяется по наибольшей из них.

«По потолкам» — крейсерский **П.** при оптимальных, сохраняемых постоянных значениях числа **М** (см. *Маха число*) и угла атаки, соответствующих минимальным километровым расходам топлива, с переменной (возрастающей) по мере выгорания топлива высотой **П.**

**Приборный(инструментальный)** — **П.**, в ходе которого пространственное положение и местонахождение летательного аппарата полностью или частично определяется по пилотажно-навигационным бортовым приборам. К приборным относятся **П.**: в сложных метеорологических условиях, с зашторенным фонарём кабины, экипажа, ночной.

**Рейсовый** — **П.**, регламентированный по времени и по маршруту (трассе) расписанием регулярных **П.**

**Сверхзвуковой** — **П.** со *сверхзвуковой скоростью*.

**Свободный** — 1) **П.** летательного аппарата или какого-либо объекта после отделения от носителя. 2) **П.**, происходящий без вмешательства лётчика или оператора в управление летательным аппаратом. 3) **П.** свободного аэростата.

**С дозаправкой** — **П.**, в ходе которого производится дозаправка летательного аппарата в воздухе топливом от летательного аппарата-заправщика.

**Сертификационный** — **П.** с целью определения лётной годности воздушного судна (сертификации гражданских летательных аппаратов) или его систем.

**Слепой** (разговорное) — **П.** при отсутствии видимости закабинного пространства (см. *Обзор из кабины экипажа*).

**Суборбитальный** — **П.** на траектории, включающей активный участок (с работающими двигателями) с достижением заданной конечной скорости, которая меньше 1-й космической, и участки полёта по баллистической траектории, торможения в плотных слоях атмосферы и спуска.

**Тарировочный** — **П.**, имеющий целью определение поправок к показаниям бортовых приборов.

**Транззвуковой** — **П.** с транззвуковой скоростью (см. *Околозвуковая скорость*).

**Трансмеридиональный** — **П.**, в ходе которого пересекаются два или несколько земных часовых поясов.

**Установившийся** — **П.** с постоянной поступательной и угловой скоростями по всем трём осям нормальной земной *системы координат* летательного аппарата.

**Чартерный** — **П.** по договору на аренду всего летательного аппарата или его части на определенный рейс или срок (см. *Чартер воздушный*).

*А. А. Манучаров.*

**Особенности некоторых видов П. и их влияние на организм.** Особенности высотных **П.** определяются разреженностью атмосферы (низким барометрическим давлением воздуха), большой скоростью **П.**, спецификой пространственной ориентировки, оптическими свойствами окружающего пространства. Вследствие отражения света от облаков в условиях разреженной атмосферы создается контрастность освещённости в кабине. Малые угловые размеры видимых наземных объектов, изменение их цветности и контрастности затрудняют визуальную ориентировку лётчика. Трудности возникают и при оценке удалённости ориентиров из-за отсутствия привычных в масштабном отношении объектов наблюдения. Отдаленность от земной поверхности и отсутствие привычных ориентиров пространственного положения летательного

аппарата иногда способствуют возникновению иллюзорных ощущений. Скорость П. не оказывает непосредственного влияния на организм, однако необходимость ориентации в П. и особенности пилотирования вызывают повышенный уровень напряжённости жизненно важных функций организма. Этому способствует и высотное снаряжение лётчика, всегда в известной мере ограничивающее свободу движений, вносящее некоторые трудности при работе с внутрикабинным оборудованием. Высотные П. требуют грамотной эксплуатации высотного снаряжения, знания воздействий на организм пониженного атмосферного давления, профилактики *иллюзии пространственного положения* в полёте, знания оптических условий П.

Специфические особенности П. **на малых высотах** — непрерывный контроль за высотой П., более тщательное соблюдение курса и скорости летательных аппаратов, воздействие турбулентных потоков воздуха, влияние перегрузок при огибании рельефа местности, необходимость более строгого распределения внимания между визуальным контролем за земной поверхностью и показаниями приборов, опознавание наземных ориентиров в короткие интервалы времени. Массовое освоение таких П. стало возможным в результате специально разработанной и научно обоснованной системы подготовки лётного состава. При тренировках по определению местонахождения используются комплексные пилотажные тренажёры. Особенно эффективно обучение пилотированию на тренажёрах с одновременным просмотром кинофильма местности, снятого на малой высоте П. Фильм даёт представление о характере изменения внекабинных ориентиров при П. с большой скоростью, приучает к правильному чередованию взглядов на приборы и на внекабинные объекты, вырабатывает психологическую готовность к П. Большие возможности ускорения процесса опознавания наземных ориентиров раскрывает метод обучения характерным признакам объектов наблюдения. В период освоения П. существенное значение имеет нормирование лётной нагрузки, строгое соблюдение принципа обучения — от менее сложного к более сложному полётному заданию, постепенное снижение высоты П.

Существенная особенность П. в **сложных метеорологических условиях** (относится к приборным П.) — опосредованная пространственная ориентировка, то есть ориентировка по приборам. Приборы, как правило, выдают информацию в виде условного кода. Лётчик трансформирует её в определённый зрительный образ. Сложность такой ориентировки в том, что кодовые сигналы отдельных приборов должны быть обобщены и отнесены к определённым привычным зрительным представлениям. При отсутствии видимых наземных ориентиров основные критерии местоположения летательного аппарата — скорость, курс, время П., скорость и направление воздушного потока. В этом случае задача лётчика носит сложный вычислительный характер. При некоторых условиях П. может возникать рассогласование сигналов отдельных систем пространственной ориентировки лётчика, а также показаний приборов и ощущений лётчика. Это ведёт к возникновению иллюзий пространственного положения. При подготовке к П. в сложных метеорологических условиях лётчики должны ознакомиться с принципами и особенностями опосредованной пространственной ориентировки, с видами возникающих в П. иллюзий, их причинами, со способами освобождения от них.

Для безошибочного восприятия в ночном П. показаний приборов и слабых световых сигналов лётчику необходимы хорошая острота сумеречного зрения и высокий уровень световой чувствительности глаза. Уровень ночного зрения снижается в результате переутомления, низкой освещённости внутри кабины, недостатка витаминов в организме, различной степени кислородного голодания. Лётчики с пониженными функциями ночного зрения в ночных П. испытывают затруднения при зрительной ориентировке. При появлении таких признаков необходимо провести профилактическую витаминизацию лётчика и его обследование с последующим решением о допуске к ночным П.

Среди особенностей **транسمеридиональных П.** наибольшее значение имеют смена поясов времени, длительность П., смена климатических зон в конце П. Длительная вынужденная поза лётчика, воздействие шума в течение П., нервно-эмоциональное напряжение усугубляют влияние смены поясов времени в месте приземления, приводят к нарушению привычного распорядка времени

работы и отдыха. Развивается чувство усталости, нарушается сон, снижается работоспособность. Продолжительность такого состояния зависит от числа поясов времени, которые сменились за время **П.** Периодичность деятельности функциональных систем организма в значительной мере определяет периоды нормальной работоспособности и общее состояние человека. Резкая смена времени суток приводит к нарушениям характера привычных суточных биоритмов жизненно важных систем организма. При многократных нарушениях в сочетании с недостаточной профилактикой могут возникать стойкие ухудшения самочувствия и состояния здоровья лётчика. Поэтому при трансмеридиональных **П.** требуются их регламентация и тщательное медицинское наблюдение за лётным составом, в том числе и в предполётный период. Разработаны медицинские рекомендации, учитывающие число поясов времени, пересекаемых летательным аппаратом, направление **П.** (запад, восток), указывающие продолжительность отдыха в месте приземления.

Особенности **испытательных П.** — возникновение аварийных ситуаций и их преодоление, выяснение возможностей и недостатков испытываемой техники. Лётчик-испытатель должен обладать способностью мгновенно оценивать ситуацию, быстрой реакцией, хладнокровием, выдержкой, мужеством. Методы медицинского и психологического отбора кандидатов для специальной подготовки к профессии лётчика-испытателя, общая и специальная физическая подготовка, тщательный медицинский контроль за состоянием их здоровья, регламентация полётных заданий и отдыха, достаточные знания лётчиками вопросов авиационной медицины позволяют сохранять в хорошей форме на длительный срок ценные лётные кадры.

Характерные особенности **П. на вертолётах** — повышенный уровень шума на рабочем месте, наличие вибраций (так называем резонансных частот), некоторые особенности в пространственной ориентировке и постоянно требующееся внимание пилота к балансировке аппарата. Шум в кабинах вертолётов часто превышает шум в кабинах самолётов из-за более близкого расположения к креслу лётчика силовой установки и трансмиссии передачи мощности к винту. Спектр шума в кабине вертолёта лежит в основном в области 120—240 Гц. Применение противозумов особенно эффективно в **П.** на вертолётах. Вибрации вертолёта также отличаются от самолётных. Максимум их частотной характеристики находится в пределах 6—20 Гц. Некоторые составляющие общего частотного спектра иногда совпадают с собственно частотами внутренних органов человека, что вызывает неприятные ощущения. При длительном воздействии вибраций, направленных по вертикальной оси тела, наступает утомление окологлозвоночных мышц, ослабляющее их тонус, снижается амортизация перегрузок. Для профилактики этих воздействий сиденье кресла снабжается различными прокладками, используются перчатки, снижающие передачу вибраций через руки, применяются специальные конструкции кресел. При **П.** наблюдаются некоторые особенности в пространственной ориентации, осложняющейся высокой манёвренностью вертолёта, быстрым изменением направления движения как по вертикали, так и по горизонтали.

*Лит.:* Теория и практика авиационной медицины, 2 изд., М., 1975; Авиационная медицина (руководство), М., 1986.

*П. К. Исаков.*

**полётное время** — время от начала *взлёта* летательного аппарата до окончания его *посадки*.

**полигон испытательный** (от греческого  $\rho\omicron\lambda\gamma\omicron\gamma\omicron\sigma$  — многоугольный) — специально отведённая территория (акватория) со свободным воздушным пространством над ней, предназначенная для всесторонней проверки и оценки экспериментальных, опытных (реже серийных) образцов (систем и комплексов) авиационной техники в условиях, близких к её боевому применению. **П. и.** оснащаются взлётно-посадочной полосой, системами наблюдения и управления движением в воздухе, наземными средствами трассовых измерений и регистрации параметров движения летательных аппаратов и авиационного оружия, средствами приёма бортовой радиотелеметрической информации и её обработки с помощью ЭВМ и т. д.

**Поликарпов** Николай Николаевич (1892—1944) — советский авиаконструктор, доктор технических наук (1940), Герой Социалистического Труда (1940). По окончании Петроградского политехнического института и курсов авиации при нём (1916) работал на *Русско-Балтийском вагонном заводе*, где под руководством *И. И. Сикорского* участвовал в постройке самолёта «Илья Муромец» и проектировании истребителей РБВЗ. С 1918 работал на заводе «Дукс», а впоследствии на других заводах (в Москве, Горьком, Химках); с 1940 — главный конструктор. В 1923 под руководством **П.** созданы первый советский истребитель И-1 (ИЛ-400) и разведчик Р-1, в 1927 — истребитель И-3, в 1928—разведчик Р-5 (получил широкую известность в связи со спасением экспедиции парохода «Челюскин»), учебный самолёт У-2 (По-2). Был необоснованно репрессирован и, находясь в 1929—1931 в заключении, работал в ЦКБ-29 ОГПУ, где в 1930 совместно с *Д. П. Григоровичем* разработал истребитель И-5. В последующие годы были созданы истребители И-15, И-16, И-153 «Чайка», составившие основу советской истребительной авиации в предвоенные годы. В 1938—1944 сконструировал ряд опытных военных самолётов: И-180, И-185, ТИС, ВИТ, СПБ, НБ и др. Всего **П.** было разработано свыше 80 самолётов различных типов. На его самолётах совершён ряд дальних перелётов, установлен мировой рекорд высоты. **П.** одним из первых расчленил проектирование самолётов на специализированные части. Под руководством **П.** работали *А. И. Микоян*, *Д. Л. Го-машевич*, *М. К. Янгель*, *А. В. Потопалов*, *В. К. Таиров* и другие специалисты, ставшие впоследствии видными конструкторами авиационной и ракетно-космической техники. С 1943 **П.** — профессор Московского авиационного института. Депутат Верховного Совета СССР с 1937. Государственная премия СССР (1941, 1943). Награждён 2 орденами Ленина, орденом Красной Звезды. Памятники **П.** установлены в Москве, Орле, Ливнах. В с. Калинино Орловской области открыт музей **П.** Его именем назван пик на Памире. См. статью *Поликарпова самолёты*. Портрет смотри на стр. 429.

Лит.: *Магид А.*, Большая жизнь, М., 1968; *Стражева И.*, Полета вольное упрство, М., 1986.

### Поликарпов Н. Н.

**Поликарпова самолёты**. *Н. Н. Поликарпов*, работая с 1918 на московском заводе «Дукс», руководил подготовкой рабочих чертежей для производства самолётов Де Хэвилленд ДН-4, ДН-9 и ДН-9а. При этом ему приходилось вносить в чертежи существенные изменения в соответствии с имевшимися в то время в России авиационными материалами и производственной базой. Так появились отечественные аналоги самолётов ДН-4 и ДН-9. Это были самолёты-разведчики ДН-4 с поршневыми двигателями «ФИАТ» А-12 (выпускался в 1920—1921; построено 20 экземпляров), Р-1 (ДН-9) с поршневыми двигателями «Даймлер» (выпускался в 1922—1923; построено около 100 экземпляров) и Р-2 (ДН-9) с поршневыми двигателями «Сидли-Пума» (выпускался в 1923; построено 130 экземпляров). В этот период сформировалось руководимое Поликарповым КБ. (Фактически Поликарпов создал два КБ: первое, существовавшее до его ареста в 1929, и второе, сформированное в начале 1933.) Используя полученный опыт работы, Поликарпов создаёт в 1923 первый советский серийный самолёт Р-1. Создание этого самолёта и истребителя И-1 (см. ниже), видимо, и следует считать началом деятельности КБ Поликарпова, под руководством которого в дальнейшем было разработано свыше 80 самолётов-разведчиков, истребителей, бомбардировщиков, учебных и пассажирских. См. таблицу.

Р-1 (рис. 1 и рис. в таблице X) — двухместный самолёт-разведчик, биплан с поршневым двигателем М-5. Конструкция самолёта деревянная с полотняной обшивкой крыльев, оперения и хвостовой части фюзеляжа и фанерной обшивкой передней и средней частей фюзеляжа. Вооружение — один синхронный и два турельных пулемёта ПВ-1, 250 кг бомб. Шесть серийных Р-1 успешно совершили в 1924 перелёт Москва — Кабул, преодолев горный хребет Гиндукуш на высоте 5000 м, а в 1925 был проведён *перелёт* Москва — Улан-Батор — Пекин, в котором наряду с другими типами самолётов участвовал и Р-1, показавший свои высокие лётно-эксплуатационные качества (два самолёта Р-1, пилотируемые М. М. Громовым и М. А. Волковойновым, продолжили перелёт до Токио). В 1926 советские лётчики на Р-1 совершили два перелёта: Москва — Тегеран — Москва и Москва — Анкара — Москва. Р-1 находился в серийном производстве в 1924

—1931. Построено 2800 экземпляров.

MP-1 — морской разведчик на базе P-1 (на поплавках). Построено 124 экземпляра.

P-2 — двухместный самолёт-разведчик. От P-1 отличался кабинами и двигателем («Сидли-Пума»). Участвовал в перелёте Москва — Улан-Батор — Пекин (1925).

P-5 (рис. 2 и рис. в табл. XI) — двухместный самолёт-разведчик, полутораплан с поршневым двигателем M-17. Конструкция самолёта деревянная с фанерной обшивкой фюзеляжа и полотняной обшивкой крыльев и оперения. Вооружение: в варианте разведчика — один синхронный и два турельных пулемёта ПВ-1, бомбы до 250 кг на внешней подвеске; в варианте штурмовика — пять пулемётов ПВ-1 (один синхронный и четыре на нижнем крыле), спаренный пулемёт ДА на турели, до 500 кг бомб на внешней подвеске. Для своего времени лучший самолёт подобного типа, включивший всё передовое, чем располагали советская наука, технология серийного производства, опыт предыдущих разработок и эксплуатации самолётов. На международном конкурсе разведчиков-бомбардировщиков в 1930 в Тегеране, в котором участвовали также самолётостроительные фирмы Великобритании, Франции и Нидерландов, P-5 занял первое место. Нашёл применение как разведчик, ближний бомбардировщик, штурмовик, торпедоносец, морской разведчик, транспортный и пассажирский самолёт (под маркой П-5). Получил широкую известность во время спасения экспедиции парохода «Челюскин». В различных модификациях, отличавшихся вооружением, двигателями и некоторыми изменениями в аэродинамике, строился в 1930—1935 и находился в эксплуатации в ВВС до 1944, а в ГВФ — дольше. Построено 5645 экземпляров.

И-1, известный также под название ИЛ-400 (рис. 3 и рис. в таблице X), — одноместный истребитель, свободносущий моноплан деревянной конструкции с поршневым двигателем M-5. Вооружение — два синхронных пулемёта ПВ-1. Первый опытный экземпляр — ИЛ-400 — потерпел аварию на испытаниях вследствие неблагоприятной центровки. В процессе лётных испытаний КБ столкнулось с проблемами продольной устойчивости и штопора, теоретические работы по которым в то время отсутствовали. Результаты лётных испытаний послужили началом творческого содружества КБ с учёными Центрального аэрогидродинамического института. Самолёт строился малой серией, построено 33 экземпляра.

2И-Н1 (ДИ-1) — двухместный истребитель, полутораплан деревянной конструкции с поршневым двигателем «Нэпир-Лайон». Впервые в СССР применён фанерный фюзеляж типа монокок. Вооружение — один синхронный и один турельный пулемёты. По достигнутым скоростям превосходил все одноместные отечественные и зарубежные истребители. В двух испытательных полётах принимал участие Поликарпов. Построен в одном экземпляре.

И-3 (рис. 4 и рис. в таблице XI) — одноместный истребитель, полутораплан деревянной конструкции с поршневым двигателем БМВ-VI (или с его лицензионным вариантом M-17). Построен с учётом опыта работ по 2И-Н1 и аналогичен ему по конструкции. Впервые на самолёте был установлен регулируемый в полёте стабилизатор. Вооружение — два синхронных пулемёта ПВ-1. Построено 399 экземпляров.

И-5 (рис. 5 и рис. в таблице XI) — одноместный истребитель-полутораплан. Создан в ЦКБ-39 ОГПУ (главным конструктором которого был *Д. П. Григорович*). По аэродинамической схеме и внешнему виду был близок к спроектированному ранее Поликарповым истребителю И-6 (развитие И-3), отличаясь от него конструкцией, в первую очередь сварным из стальных труб фюзеляжем с полотняной обшивкой. На серийные И-5 ставился поршневой двигатель M-22 (на первых трёх опытных самолётах были установлены другие двигатели). Вооружение — два—четыре синхронных пулемёта ПВ-1, до 40 кг бомб на внешней подвеске. На И-5 *В. А. Степанчонок* впервые выполнил перевёрнутый штопор и отработал методику его выполнения. Находился на вооружении 9 лет. Построено 803 экземпляра.

И-15, «Чайка», ЦКБ-3 (рис. 6 и рис. в табл. XIII) — развитие схемы И-5 с улучшенными (без существенных изменений габаритов планёра) аэродинамическими формами. С целью уменьшения лобового сопротивления и улучшения обзора лётчику вперёд и вверх в схему самолёта было введено верхнее крыло с центропланом типа «Чайка». Конструкция смешанная — фюзеляж ферменный сварной с обшивкой из полотна и алюминиевых листов, крылья деревянные с полотняной обшивкой. Самолёт успешно прошёл испытания, был принят на вооружение и запущен в серийное производство. По своим летно-техническим характеристикам превосходил однотипные зарубежные истребители. На первых экземплярах установили поршневые двигатели «Райт-Циклон» SGR-1820F-3, затем — поршневые двигатели М-22, позднее поршневые двигатели М-25. Вооружение — два—четыре синхронных пулемёта ПВ-1 или два синхронных пулемёта БС, 40 кг бомб на внешней подвеске. На облегчённом серийном И-15 В. К. Коккинаки в ноябре 1935 достиг высоты 14575 м, установив мировой рекорд. Построено 674 экземпляра (в том числе 270 экземпляров с поршневыми двигателями М-25).

И-15бис, И-152 (рис. 7 и рис. в таблице XVI) — модификация И-15 с поршневым двигателем М-25В, закрытым капотом, нормальным центропланом верхнего крыла и другими небольшими изменениями. Создан под давлением бытовавшего, но не разделявшегося Поликарповым мнения, что с ростом скорости у «Чайки» ухудшается путевая устойчивость. В связи с возросшим (за счёт нового капотирования, установки выпускного коллектора, масляного радиатора и системы подогрева воздуха) полётным весом летно-технические характеристики остались практически прежними. Вооружение — два—четыре пулемёта ШКАС, в перегрузочном варианте мог брать до 150 кг бомб. Для усиления огневой мощи при ведении штурмовых действий специально для И-15бис были отработаны подвесные пулемётные батареи. Построено 2408 экземпляров.

И-153, «Чайка» (рис. 8 и рис. в таблице XVI) — истребитель-полутороплан, развитие И-15. Основное отличие от И-15 — убирающееся в полёте шасси. По результатам проведённых совместно с Центральным аэрогидродинамическим институтом исследований на И-153 вновь было применено крыло типа «Чайка». Первый полёт летом 1938 (с поршневым двигателем М-25). И-153 имел несколько серийных и опытных модификаций, отличавшихся двигателями (М-25В, М-62, М-63), вооружением (четыре синхронных пулемёта ШКАС или БС либо две синхронные пушки ШВАК, до 200 кг бомб на внешней подвеске), наличием гермокабины. Был одним из основных истребителей ВВС сил в предвоенные годы. Построено 3437 экземпляров.

И-190 — истребитель, аналогичный по схеме и габаритам И-153, с поршневым двигателем М-88. Вооружение — четыре синхронных пулемёта ШКАС или два синхронных ШКАС и две синхронные пушки ШВАК, до 200 кг бомб на внешней подвеске. На одном из экземпляров установлена гермокабина. Последний из построенных Поликарповым и доведённый до совершенства истребитель-биплан. Построено 2 экземпляра.

И-16 (рис. в таблице XVI) — одноместный истребитель-моноплан со свободонесущим низкорасположенным крылом, сильно развитым горизонтальным оперением, убирающимся в полёте шасси и одним поршневым двигателем (устанавливались «Райт-Циклон» различных модификаций, М-22, М-25, М-25А, М-25В, М-25Е, М-62, М-63). Конструкция смешанная: фюзеляж — деревянный монокок, выклеенный из шпона, на деревянном каркасе; центроплан — металлический; консоли и оперение — металлические с полотняной обтяжкой. Сзади лётчика впервые установлена бронеспинка. Аэродинамической особенностью И-16 были малые размеры и крайне малые моменты инерции вокруг всех осей. Для своего времени лучший в мире истребитель в своём классе. Положил начало широкому распространению схемы моноплана в классе самолётов-истребителей. Выпускался в 13 серийных (включая учебно-тренировочные) и многих опытных модификациях, отличавшихся ростом мощности двигателя, его капотированием, вооружением, некоторыми конструктивными изменениями и возрастанием массы самолёта при сохранении размеров планёра. На И-16 впервые в мире было применено убирающееся лыжное шасси, впервые в СССР реализована синхронная стрельба из крупнокалиберных пулемётов и установлены турбокомпрессоры для улучшения высотных характеристик двигателя, впервые в

боевых условиях (на р. Халхин-Гол) применены реактивные снаряды РС-82. Для увеличения дальности полёта специально для И-16 были разработаны подвесные сбрасываемые бензобаки из недефицитных материалов. На И-16 *В. П. Чкалов* впервые в мире выполнил восходящий штопор. В серийном производстве находился в 1934—1941. Построено 9450 экземпляров.

И-17 — серия проектов и опытных истребителей-монопланов смешанной конструкции с низкорасположенным тонким крылом, убирающимся в полёте шасси, закрытой сдвижным фонарём кабиной и поршневым двигателем жидкостного охлаждения. Различались элементами конструкции, двигателями с системой охлаждения и вооружением. Среди них — ЦКБ-19 (рис. 9) с поршневым двигателем М-100. Шасси убиралось внутрь центроплана. В системе охлаждения двигателя — два выдвижных сотовых радиатора под крыльями. Впервые в СССР применён водомасляный радиатор. Вооружение — четыре пулемёта ШКАС вне зоны винта и пушка ШВАК со стрельбой через ось редуктора (впервые в СССР), до 100 кг бомб. Показал хорошую устойчивость и управляемость. Получены полностью управляемый штопор и хорошая прицельность мотор-пушки. Достиг скорости 500 км/ч.

И-180 — серия опытных истребителей-монопланов, отличавшихся габаритами, конструкцией и двигателями (М-88, М-87А, М-87Б, М-88Р), развитие И-16. Спроектированы с учётом опыта воздушных боёв в Испании. Построено 3 опытных лётных экземпляра и несколько головных серийных образцов. Вооружение — два пулемёта ШКАС и два пулемёта БС, впервые в СССР смонтированных в виде одной батареи, стреляющей синхронно между верх, цилиндрами двигателя через трёхлопастной винт. Явились переходными самолётами к истребителям 40-х гг. Во время испытаний произошли две катастрофы. Серийная постройка прекращена летом 1940.

И-185 — дальнейшее развитие истребителя-моноплана с поршневым двигателем воздушного охлаждения, был доведён до совершенства с точки зрения аэродинамики, конструкции и технологичности производства. Конструкция смешанная (деревянный фюзеляж, металлическое крыло, металлическое оперение с полотняной обшивкой). Единственный по тому времени истребитель, способный нести на внешней подвеске до 500 кг бомб или восемь реактивных снарядов РС-82. Выпущен в пяти вариантах, отличавшихся двигателями, конструкцией и вооружением.

И-185(Р) спроектирован и построен в начале 1940 под поршневой двигатель М-90, который по расчётам должен был обеспечить самолёту максимальную скорость более 700 км/ч. Но в связи с недоведённостью М-90 самолёт лётных испытаний не проходил.

И-185(РМ) — тот же И-185(Р), но с поршневым двигателем М-81; отличался формой капота с сильно развитым коком. Первый полёт состоялся 8 апреля 1941. В ходе лётных испытаний М-81 заменён двигателем М-71.

И-185 с поршневым двигателем М-71 («04») начал летать в октябре 1941. Совместные заводские и государственные испытания состоялись в феврале — марте 1942 в Новосибирске. Летом 1942 самолет прошел войсковые испытания на Калининском фронте, получив высокие оценки фронтовых летчиков.

И-185(И) с поршневым двигателем М-82А (рис. 10) отличался удлинённым фюзеляжем, новой компоновкой винтомоторной группы (ВМГ), увеличенной вместимостью бензобаков, усиленной механизацией крыла (установлены предкрылки), изменённым оборудованием, мощным стрелковым вооружением — три синхронные пушки ШВАК. Совместные заводские и государственные испытания состоялись в 1942. Вместе с «04» проходил войсковые испытания на фронте.

И-185 (эталон для серии) с поршневым двигателем М-71 спроектирован и построен в начале 1942. Имел капотирование, форму фюзеляжа, вооружение и механизацию крыла как у И-185(И). Отличался необычайно высокой по тому времени нагрузкой на крыло. Государственная испытания

прошёл в ноябре 1942 — январе 1943. По результатам испытаний признан «лучшим современным истребителем» и рекомендован к серийной постройке, которая началась в январе 1943 и прекратилась осенью того же года в связи с развёртыванием серийного производства истребителей Ла-7 и Як-9, имевших аналогичные с И-185 характеристики.

ИТП (истребитель тяжёлый пушечный) — одноместный истребитель с одним двигателем. Конструкция смешанная — деревянный фюзеляж, металлическое крыло с мощной механизацией. Строился в двух вариантах — ИТП (М-1) и М-2.

ИТП (М-1) с поршневым двигателем ВК-107П спроектирован в январе — марте 1941. В марте — сентябре 1942 проходил в Новосибирске заводские испытания, осложнённые недоведённостью двигателя. Вооружение — мотор-пушка калибра 37 или 20 мм и две синхронные пушки ШВАК, бомбы до 400 кг или восемь РС-82. Имел расчётные максимальную скорость 645 км/ч и дальность 1280 км.

М-2 — модификация под поршневой двигатель первоначально АМ-37, а затем АМ-39. Имел максимальную расчётную скорость 690 км/ч. После смерти Поликарпова испытания были прерваны.

ТИС (тяжёлый истребитель сопровождения) — двухместный самолёт цельнометаллической конструкции с мощной механизацией крыла и разнесённым хвостовым оперением. Имел два варианта — ТИС (А) и МА.

ТИС (А) с двумя поршневыми двигателями АМ-37 спроектирован в конце 1940 — начале 1941. Первый полёт состоялся в сентябре 1941. По ряду причин испытания затянулись до 1943, и по указанию Народного комиссариата авиационной промышленности самолёт был модифицирован под поршневой двигатель АМ-39. Вооружение: для стрельбы вперёд — четыре пулемёта ШКАС, два пулемёта УБ, две пушки ШВАК, для стрельбы назад — сверху ШКАС на турели, снизу ШКАС на люковой установке; до 1000 кг бомб на внешней подвеске. Имел расчётные максимальную скорость 635 км/ч и дальность до 1720 км.

МА — модификация ТИС (А) под поршневой двигатель АМ-39 (1944). Вооружение: для стрельбы вперёд — две пушки ШВАК, две пушки калибра 45 мм, для стрельбы назад — пулемёт УБ на турели; до 1000 кг бомб на внешней подвеске. Ввиду отсутствия поршневого двигателя АМ-39 самолёты проходили испытания с поршневым двигателем АМ-38Ф. Были полностью подтверждены расчётные данные. Самолёт в серии не строился.

ВИТ-2 (воздушный истребитель танков) — пикирующий бомбардировщик с двумя поршневыми двигателями М-105 (ВК-105; первоначально М-103); цельнометаллический низкоплан с убирающимся шасси и разнесённым хвостовым оперением. Имел специальный хвостовой аэродинамический тормоз как дополнение к торможению воздушным винтом при пикировании. Мог использоваться как многоместный истребитель, штурмовик, разведчик. Проектировался по нормам прочности для истребителей. Будучи приспособленным к ведению активного оборонит, боя не нуждался в истребителях сопровождения. Предусматривалось два варианта стрелкового вооружения: 1) для стрельбы вперёд — пять пушек ШВАК и два пулемёта ШКАС, для стрельбы назад — ШВАК на турели (впервые в СССР); 2) для стрельбы вперёд — три ШВАК, две пушки калибра 37 мм, для стрельбы назад — ШВАК на турели, для стрельбы вниз — два ШКАС. Бомбы — до 700 кг на внутренней и 1000 кг на внешней подвесках. По конструкции и достигнутым летно-техническим характеристикам был лучшим среди самолётов данного класса. Был принят к серийному производству, но в серии не строился.

СПБ (Д) — скоростной пикирующий бомбардировщик; цельнометаллический моноплан с двумя поршневыми двигателями М-105, убирающимся шасси и разнесённым хвостовым оперением. Конструкция была максимально приспособлена для массового производства (широко использованы плазово-шаблонный метод, прессованные профили, открытая клёпка, литьё,

штамповка). Вооружение: в носу и на верхний турели — по пулемёту УБ, на нижней турели — два пулемёта ШКАС для стрельбы вниз и назад; до 800 кг бомб на внутренней и до 700 кг на внешней подвесках. Были построены пять головных самолётов серии. В ходе их испытаний произошли две катастрофы. Серийная постройка прекращена в конце 1940.

НБ (Т), «ночной бомбовоз» (так называл самолёт Поликарпов) — моноплан с двумя поршневыми двигателями АИИ/-82А, позднее АИИ-82ФНВ (рассматривалась возможность установки других двигателей), с верхнерасположенным крылом, снабжённым предкрылками большого размаха и посадочными щитками, разнесённым хвостовым оперением. Убирающееся в полёте шасси. Конструкция смешанная (сталь, дерево, дуралюмин). По сочетанию бомбовой нагрузки и лётных данных не имел равных в своём классе. Вооружение: для стрельбы вперёд — два пулемёта УБ в носу фюзеляжа, для стрельбы назад — УБТ (на турели) и УБ в люковой установке; до 3 т бомб на внутренней подвеске в различных комбинациях (одна бомба могла быть массой 2 т), а в перегрузочном варианте — одна бомба массой 5 т. После смерти Поликарпова испытания самолёта прекратились. Построен в одном экземпляре.

По-2 (рис. 11) — самолёт первоначального обучения; двухместный биплан с поршневым двигателем М-11. Получил это название в 1944 после смерти Поликарпова (до этого назывался У-2). К У-2 как учебному самолёту предъявлялись следующие требования: высокая надёжность, простота в пилотировании, дешевизна в производстве, технология изготовления, удовлетворяющая массовому производству. Применение в конструкции самолёта дефицитных материалов исключалось. Первый опытный экземпляр КБ выпустило в 1927, но он не отвечал предъявленным требованиям. В январе 1928 был передан на лётные испытания другой вариант самолёта. Основные конструкционные материалы — древесина, полотно и металл. Самолёт успешно прошёл лётные испытания, был запущен в массовую серию и строился в больших количествах в 1928—1953; в мастерских и на ремонтных базах ГВФ постройка продолжалась до 1959. Построено около 40 тысяч экземпляров. Отличительная особенность самолёта — необычно большой руль направления, что предохраняло самолёт от срыва в штопор; будучи введённым преднамеренно в штопор, быстро выходил из него при нейтральном положении ручки управления. Простота и высокая живучесть сделали По-2 одним из самых популярных в ВВС и особенно у начинающих лётчиков. На этом учебном самолёте было подготовлено около 100 тысяч лётчиков. Для народного хозяйства страны был создан ряд вариантов специального назначения: транспортный, санитарный, связной, для сельского хозяйства и аэрофотосъёмки. По-2 широко применялся в Великой Отечественной войне. После проведения небольших конструктивных изменений был создан лёгкий ночной бомбардировщик с бомбовой нагрузкой до 300 кг и пулемётом ШКАС в задней кабине (рис. в таблице XVIII).

УТИ-4 — учебно-тренировочный истребитель; предназначался для подготовки лётного состава к полётам на истребителе И-16. Представлял собой двухместный учебно-боевой вариант И-16. Особенность — наличие второй кабины и двойного управления. Самолёт имел высокие пилотажные качества. С 1935 находился в серийном производстве. Построено 1639 экземпляров.

В первые годы развития гражданской авиации в СССР возникла необходимость создания отечественных гражданских самолётов для замены применявшихся самолётов иностранных марок. В июне 1925 был передан на испытания пассажирский самолёт ПМ-1 (рис. 12). Это семиместный (пилот и шесть пассажиров) биплан с поршневым двигателем жидкостного охлаждения «Майбах». Конструкция деревянная. Фюзеляж, выклеенный из берёзового шпона, типа монокок, крылья и оперение имели полотняную обтяжку. Лётные испытания прошли успешно. После несколько полётов и перелётов был поставлен на международную линию Москва — Берлин.

*Лит.:* [Беляков Р. А.](#), Н. Н. Поликарпов и современное авиационное строение, в сб.: Исследования по истории и теории развития авиационной и ракетно-космической науки и техники, М., 1981; [Шавров В. Б.](#), История конструкций самолетов в СССР до 1938 г., 3 изд., М., 1985; его же. История конструкций самолетов в СССР 1938—1950, 2 изд., М., 1988.

А. В. Кориунов, Н. З. Матюх, А. М. Савельев.

Рис. 1. Р-1.

Рис. 2. Р-5.

Рис. 3. И-1.

Рис. 4. И-3.

Рис. 5. И-5

Рис. 6. И-15 «Чайка».

Рис. 7. И-15бис.

Рис. 8. И-153 («Чайка»).

Рис. 9. И-17 (ЦКБ-19).

Рис. 10. И-185 (И).

Рис. 11. По-2.

Рис. 12. ПИ-1.

Табл. — Самолёты Н. Н. Поликарпова

Основные данные	Разведчики		Истребители					
	Р-1	Р-5	И-1	2И-Н1	И-3	И-5	И-15	И-15бис
Первый полёт, год	1923	1928	1923	1926	1927	1930	1934	1936
Начало серийного производства, год	1923	1928	1924	-	1928	1931	1937	1937
Число, тип и марка двигателей	1 ПД М-5	1 ПД М-17, -176, -17ф	1 ПД М-5	1 ПД «Нэпир-Лайон»	1 ПД М-17	1 ПД М-22	1 ПД «Райт-Циклон»	1 ПД М-25В
Мощность двигателя, кВт	331	500—537	331	375	500	353	460	570
Длина самолёта, м	9,24	10,56	7,32	9,75	8,08	6,78	6,1	6,275

Размах крыла, м	14,02	15,5	10,8	12	11,08	10,24	9,75	10,2
Площадь крыла, м <sup>2</sup>	44,54	50,2	26,8	27,15	27,86	21,25	21,9	22,5
Взлётная масса, т	2,2	2,9— 3,35	1,53	1,7	1,846	1,355	1,373	1,78
Масса пустого самолёта, т	1,45	1,94- 2,33	1,13	1,153	1,4	0,943	0,965	1,31
Максимальная дальность полёта, км	700	700- 1000	650	800	585	660	790	530
Максимальная скорость полёта, км/ч	185	198— 256	264	268	283	286	368	370
Время набора высоты 5000 м, мин	25,3*	17— 23,5	-	13	12,6	10,1	6,1	0,7
Практический потолок, км	5	4,35— 6,3	6	7,1	7,2	8,1	9,8	9,5
Экипаж, чел.	2	2	1	2	1	1	1	1

\* Время набора высоты 4000 м

[Продолжение таблицы](#)

Основные данные	Истребители						
	И-153	И-190	И-16 (ЦКБ- 12)	И-16 (тип 24)	И-17 (ЦКБ- 19)	И-180	И-185 (эталон)
Первый полёт, год	1939	1939	1933	1939	1935	1938	1942

Начало серийного производства, год	1939	-	1934	1939	-	1939	-
Число, тип и марка двигателей	1 ПД М-62	1 ПД М-88	1 ПД М-22	1 ПД М-63	1 ПД М-100	1 ПД М-88	1 ПД М-71
Мощность двигателя, кВт	735	809	353	809	633	809	1470
Длина самолёта, м	6,175	6,48	5,9	6,13	7,4	6,88	8,05
Размах крыла, м	10	10,2	9	9	10,1	10,09	9,8
Площадь крыла, м <sup>2</sup>	22,14	24,83	14,54	14,54	17,65	16,11	15,53
Взлетная масса, т	1,847	2,112	1,345	1,879	1,915	2,675	3,735
Масса пустого самолёта, т	1,348	1,761	0,967	1,373	-	2,046	3,105
Максимальная дальность полёта, км	740	-	720	700*	-	-	900
Максимальная скорость полёта, км/ч	444	490	359	489	500	585	680
Время набора высоты 5000 м, мин	5,8	5	9,4	5,15	5	11,05	4,7
Практический потолок, км	10,7	12,4	7,13	10,8	9,7	11,05	11
Экипаж, чел,	1	1	1'	1	1	1	1

Продолжение таблицы

Основные данные	Бомбардировщики			Самолёт первоначального обучения По-2 (У-2)	Пассажирский самолет ПМ-1
	ВИТ-2	СПБ	НБ		
Первый полёт, год	1938	1939	1943	1928	1925
Начало серийного производства, год	1939	1940	-	1928	1925
Число, тип и марка двигателей	2 ПД М-105	2 ПД М-105	2 ПД АШ-82ФНВ	1 ПД М-11	1 ПД «Майбах»
Мощность двигателя, кВт	809	809	1360	80,9	191
Длина самолёта, ч	12,25	11,18	15,25	8,17	11,1
Размах крыла, м	16,5	10,2	21,52	11,4	18
Площадь крыла, м <sup>2</sup>	40,76	42,93	58,1	33,16	-
Взлетная масса, т	6,302	6,85	13,8	0,9—1,1	2,37
Масса пустого самолёта, т	4,032	4,48	8,843	0,64—0,66	1,6
Максимальная дальность полёта, км	1000	2200	3400	-	-
Максимальная скорость полёта, км/ч	513	520	510	132,5	170
Время набора высоты 5000 м, мин.	6,8	7,5	15	39,07*	-

Практический потолок, км	8,2	8,2	9,5	5,12	-
Экипаж, чел.	2	2	3	2	1

\* С подвесными бензобаками

**полиплан** (от греческого  $\text{pol}\{\{y\}\}s$  — многочисленный и латинского  $\text{planum}$  — плоскость), **многоплан**, **мультиплан**, — самолёт с четырьмя и более главными, то есть создающими основную долю аэродинамической подъёмной силы, несущими поверхностями (планами), расположенными одна над другой, возможно с выносом, то есть не строго по вертикали. **П.** проектировались и строились в первой четверти XX в., например, испытывавшиеся в полёте в 1916 (см. рис.) и 1923 четырёхпланы конструкции В. Ф. Савельева. Стремление увеличить число плоскостей было обусловлено тем, что из-за недостаточной мощности двигателей, относительно низкого уровня развития теории крыла подъёмную силу можно было увеличить, лишь увеличивая площадь (в основном размах) крыла. Увеличение же площади крыла сдерживалось уровнем развития строительной механики авиационных конструкций, отсутствием соответствующих авиационных материалов. Однако схема **П.** распространения не получила в связи с отсутствием преимуществ перед *бипланом*. Более того, в работах *Л. Прандтля* и других учёных было показано, что увеличение числа планов при заданном размахе, высоте самолёта и подъёмной силе приводит к увеличению *индуктивного сопротивления* и, следовательно, к уменьшению *аэродинамического качества*.

**Полиплан: чегырѣхплан В. Ф. Савельева (1916).**

**полное давление** потока, **давление торможения**, — давление  $p_0$  изоэнтропически заторможенной жидкости или газа. Физически **П. д.** характеризует собой ту часть энергии потока, которая участвует в обратимых процессах перехода между кинетической энергией и давлением. Эта величина играет важную роль в аэро- и гидродинамике, в особенности при исследовании установившихся адиабатических течений *идеальной жидкости*. Для *стационарного течения* идеальной несжимаемой жидкости с потенциалом массовых сил  $\Pi = gz$  вдоль линии тока справедливо *Бернулли уравнение*:

**{{формула}}**

где  $Q$  — плотность,  $p$  — давление,  $V$  — модуль вектора скорости. Если постоянная Бернулли  $C$  одна и та же для всего потока, то **П. д.** постоянно в плоскости  $z = \text{const}$ , но различно по значению для разных плоскостей. В аэродинамике массовыми силами обычно пренебрегают, поэтому уравнение принимает вид

**{{формула}}**

Следовательно, **П. д.** постоянно вдоль линии тока, но в общем случае изменяется при переходе от одной линии тока к другой. Если набегающий на тело поток однороден, то **П. д.** одно и то же для всего течения.

Для установившегося *изоэнтропического течения* совершенного газа (то есть для сжимаемой среды) в элементарной *трубке тока* **П. д.** связано с газодинамическими переменными потока уравнением Бернулли, которое в этом случае при отсутствии массовых сил может быть записано в виде

**{{формула}}**

где  $\{\{\gamma\}\}$  — показатель адиабаты,  $M$  — местное *Маха число*. Если рассматриваемая линия тока

пересекает ударную волну, то при прохождении через неё **П. д.** уменьшается и принимает новое значение, которое остаётся неизменным вдоль линии тока, пока она вновь не пересечёт ударную волну. Это изменение **П. д.** в ударных волнах и других диссипативных процессах характеризуется коэффициентом восстановления полного давления.

Понятие «**П.д.**» используется при проведении различных газодинамических расчётов и при анализе экспериментальных данных. Так, например, распределение значений  $p_0$  и  $p$  в потоке может быть сравнительно просто измерено, а на основе этих данных можно провести определение локальных значений газодинамических переменных по двум последним формулам для изоэнтропического потока или по иным модифицированным формулам, учитывающим потери **П. д.** в ударных волнах.

*В. А. Башкин.*

**полоса безопасности** — входит в состав лётной полосы аэродрома и представляет собой специально подготовленный участок земной поверхности, примыкающий непосредственно к взлётно-посадочной полосе и предназначенный для обеспечения безопасности самолёта в случае возможного выкатывания за пределы взлётно-посадочной полосы при взлёте или посадке.

**П. б.** подразделяются на концевые (КПБ) и боковые (БПБ). КПБ примыкают непосредственно к концам взлётно-посадочной полосы в направлении продолжения её оси. БПБ примыкают непосредственно к боковым границам взлётно-посадочной полосы по всей её длине и располагаются по обе стороны от неё. Поверхности **П. б.** имеют ограничения по уклону в местах сопряжения взлётно-посадочной полосы и местностью для обеспечения плавности перехода поверхностей. Поверхности, как правило, грунтовые; на них не должно быть ям, канав, рытвин, построек, столбов и других препятствий. Они должны обеспечивать движение летательного аппарата в аварийных случаях без разрушения конструкций. Размеры **П. б.** устанавливаются в зависимости от класса аэродрома и характеристик летательного аппарата и находятся в следующих пределах: длина КПБ 50—400 м, ширина БПБ 50—100 м.

**Полосухин** Порфирий Порфирьевич (1910—1971) — советский воздухоплаватель, парашютист, заслуженный мастер спорта СССР (1949). Окончил Высшую парашютную школу (1934). Высшую воздухоплавательную школу ГВФ (1935). Разрабатывал методику прыжков с аэростата с высоты 140—11000 м. В 1938—1949 совершил прыжки с аэростата в кислородной маске с высоты 8—11 км, подъёмы на свободных аэростатах на высоту 9—11 км для проведения научных исследований, оставаясь на этих высотах в открытой гондole с кислородной маской до 3—4,5 ч. Совершил (27 апреля 1949) прыжок с субстратостата с высоты 11668 м (всесоюзный рекорд), 22 июня ночной прыжок с самолёта с высоты 10370 м (мировой рекорд). **П.** выполнил свыше 800 парашютных прыжков и около 200 полетов на свободных аэростатах. Награжден орденами Красного Знамени, Красной звезды, медалью. Портрет смотри на стр. 439.

Соч.: Записки спортсмена-воздухоплавателя и парашютиста, 3 изд., М., 1958.

**П. П. Полосухин.**

**полубочка** — смотри в статье *Бочка*.

**полужесткий дирижабль** — дирижабль с корпусом обтекаемой формы в вид мягкой оболочки, наполняемой подъемным газом (гелием, водородом), которая обычно подкрепляется металлическим каркасом. Различают два типа **П. д.** К первому относятся дирижабли с корпусом, состоящим из оболочки с баллоном и подкрепляющего оболочку снизу каркаса. Каркас изготавливается либо из плоских ферменных звеньев, либо из килевой фермы треугольного и многогранного сечения (дирижабли так называемого обычного полужесткого типа). Корпус **П.д.** второго типа состоит из наружной и внутренней оболочек. Внутренняя оболочка наполняется подъемным газом, к ней на внутренней подвеске крепится килевая балка треугольного сечения. Пространство между наружной и внутренней оболочками заполняется воздухом под давлением,

что обеспечивает сохранение формы и жёсткости корпуса. Такие дирижабли называются **П. д.** типа Форланини.

**П. д.** имеют гондолу для экипажа, устройства для крепления двигателей и, как правило, четырёхплановое оперение, состоящее из верхнего, нижнего и двух горизонтальных планов. Гондола подвешивается на стальных тросах к усилительному каркасу или непосредственно крепится на киле. Носовое усиление и оперение крепятся частично к килю и частично к оболочке.

**П. д.** обычного типа строились с начала XX в. до 30-х гг. с объёмом от 1000 до 35000 м<sup>3</sup> (проводились разработки **П. д.** с объёмом 50,55 и 120 тысяч м<sup>3</sup>). **П. д.**, летавшие на высоте до 4 км, применялись для морской разведки (во Франции, Италии, Великобритании, США и Японии), для экспедиционных и транспортных целей (в Италии и СССР), инспекционных и рекламных полётов (в Германии).

Военные **П. д.** типа Форланини, использовавшиеся для бомбардировок, строились в Италии до 1918; имели объём до 18 тысяч м<sup>3</sup>. Проводились разработки **П. д.** этого типа с объёмом 28 тысяч м<sup>3</sup>. В 1931 в Италии был построен и испытан экспериментальный **П. д.** типа Форланини «Омниадир» объёмом 4 тысячи м<sup>3</sup>, имевший наряду с обычным оперением также и систему струйного управления; полёты дирижабля проводились в 1931—1932. В СССР в 1938 по типу **П. д.** Форланини построен дирижабль ДП-16 (СССР В-9) объёмом 12,753 тысячи м<sup>3</sup>, который был способен совершать полёты зимой на высоте до 6600 м, а летом на высоте до 5000 м. На высоте 4000 м он мог летать со скоростью 80 км/ч в течение 13 ч, имея на борту команду из 4—8 человек.

Оболочки **П. д.** изготавливались из двух- или трёхслойных дублированных прорезиненных материй на основе хлопчатобумажных тканей. Для уменьшения возможных смещений центра газового объёма оболочка **П. д.** разделялась поперечными диафрагмами на 5—6 отсеков, в каждом из которых обычно имелся свой баллонет. Для повышения надёжности и живучести военных **П. д.** оболочка разделялась на 10—12 отсеков, что позволяло даже при значительной потере газа одним из отсеков продолжать полёт. Наполнение баллонета воздухом проводилось либо через заборник в носовой части корпуса, либо от улавливателей (заборников), устанавливаемых за воздушными винтами (что более надёжно). Подача воздуха при стоянке дирижабля и неработающих двигателях обеспечивалась вентилятором. Для смягчения удара при посадке и возможности посадки на воду под гондолой устанавливался пневматический амортизатор. Двигательные установки закреплялись по бортам гондолы или в особых подвесных гондолах на киле.

Опыт применения **П. д.** обычного типа показал, что они более просты в изготовлении и сборке и дешевле, чем сопоставимые по объёму жёсткие каркасные дирижабли, но более сложны в изготовлении и сборке и потому дороже, чем такого же объёма полумягкие дирижабли.

См. рис. к статье *Дирижабль*.

Лит.: Лебедев Н. В., Дирижабли, кн. 1, М—Л., 1933; Катанский В. В., Проектирование баллонно-такелажных конструкций и оборудования воздушных судов, М—Л., 1936; Гарф Б. А., Никольский В. И., Проектирование металлических конструкций дирижаблей, М.—Л., 1936.

Р. В. Пятыйшев.

**полумонокок** (английское semimonocoque) — конструкция фюзеляжа или его части, хвостовой балки, мотогондолы, поплавка гидросамолёта и т. п., в отличие от *монокока* выполненная из обшивки с перекрёстным подкреплением из *стрингеров* и *шпангоутов* (см. рис.). В зависимости от действующих сил площадь и шаг любого элемента **П.** можно изменять, создавая прочную и жёсткую конструкцию при минимальной массе. Для повышения несущей способности (обычно в местах пересечения) стрингеры скрепляются со шпангоутами. Благодаря универсальности применения полумонококовая конструкция получила широкое распространение.

Конструкция хвостовой части полумонококового фюзеляжа: 1 — стыковой шпангоут; 2 —

стрингеры; 3 — типовые шпангоуты; 4 — обшивка; 5 — полушпангоуты.

**полупетля**, **иммельман**, — *фигура пилотажа*: восходящая часть *Нестерова петли* с поворотом летательного аппарата относительно продольной оси на  $180\{\{\circ\}\}$  в верхней точке (см. рис.).

Область начальных значений скоростей и высот **П.** совпадает с областью их значений для петли Нестерова.

### Полупетля.

**полутораплан** — *биплан*, площадь нижнего крыла которого значительно меньше, чем верхнего. Термин был особенно распространён в 1920—1930-х гг. Обычно к **П.** относили бипланы, у которых размах (хорда) нижнего крыла в 1,5—2 раза меньше, чем верхнего (отсюда название). Переход от биплана к **П.** позволял уменьшать число, а следовательно, и *сопротивление аэродинамическое* стоек и расчалок, что вело к увеличению скорости полёта самолёта, повышению его *аэродинамического качества*. К числу **П.** принадлежит, например, самолёт-разведчик Р-5 Н. Н. Поликарпова (рис. в таблице XI).

**поляр** (немецкое Polare, от латинского polus, греческого  $\rho\{\{\acute{o}\}\} \text{los}$  — ось, полюс) в *аэродинамике* — кривая (см. рис.), выражающая зависимость  $c_{ya} = f(c_{xa})$  *аэродинамического коэффициента* подъёмной силы  $c_{ya}$  от коэффициента *сопротивления аэродинамического*  $c_{xa}$  летательного аппарата в целом или его отдельных частей (например, крыла) в *скоростной системе координат*. Понятие **П.** введено в практику аэродинамического анализа *О. Лилиенталем*. В литературе встречаются название: *аэродинамическая П., П. первого рода, П. Лилиентала*. При одинаковых масштабах осей (обычно масштаб по оси  $c_{xa}$  растягивают в 5—10 раз) любой отрезок прямой, соединяющей начало координат с точкой на **П.**, указывает направление вектора результирующей аэродинамической силы, его длина равна значению коэффициента этой силы, а тангенс угла наклона этого отрезка равен *аэродинамическому качеству*  $K$ . Максимальное значение  $K_{\max}$  достигается в точке касания с **П.** указанного отрезка. **П.** характеризует аэродинамическое совершенство летательного аппарата.

При малых *углах атаки* и *Маха* числах полёта  $M\{\{\infty\}\} = 0—5$  форма **П.** близка к квадратичной параболе. В простейшем случае для летательного аппарата с плоским крылом с симметричными профилями **П.** имеет вид:  $c_{ya} = c_{x0a} + A^2 c_{ya}$ , где  $c_{x0a}$  — коэффициент сопротивления при нулевой подъёмной силе;  $A$  характеризует *крутизну П. (отвал П.)*. При дозвуковых скоростях полёта для крыла большого *удлинения* с эллиптическим распределением *циркуляции скорости* и полной реализацией *подсасывающей силы* множитель  $A$  имеет минимальное значение  $1/(\{\{\pi\lambda\}\})$ , где  $\{\{\lambda\}\}$  — удлинение крыла. Для плоского крыла с острыми передними кромками подсасывающая сила практически не реализуется, отвал **П.** существенно возрастает и  $A = 1/(\partial c_{ya} / \partial \{\{\alpha\}\})$ , где  $\{\{\alpha\}\}$  — угол атаки.

Наряду с **П. первого рода** иногда на практике рассматривают **П. второго рода** — значения аэродинамического коэффициента вычисляются в связанной системе координат. На **П. первого и второго родов** может быть указана разметка углов атаки.

*Л. Е. Васильев.*

**полярная авиация** — специальные подразделения гражданской авиации, предназначенные для обеспечения транспортных и исследовательских полётов в полярных районах Северного и Южного полушарий. Полёты над полярными районами организуются и выполняются с учётом физико-географических и метеорологических условий этих районов, а также сложности самолётовождения в них, обусловленной недостаточностью естественных и искусственных ориентиров, частыми изменениями метеоусловий, низкими температурами воздуха, продолжительностью полярного дня (ночи), неустойчивостью работы магнитных компасов и средств связи.

Основные задачи **П. а.** нашей страны — проведение систематической ледовой разведки с целью проводки судов, обеспечение научных исследований в бассейне Северного Ледовитого океана и в Антарктике, снабжение дрейфующих станций «Северный полюс» («СП») и полярных станций, перевозка пассажиров и грузов в районах Крайнего Севера. В **П. а.** используются самолёты и вертолёты различных типов, оснащённые дополнительным навигационным, аварийно-спасательным, специальным и бытовым оборудованием.

Со становлением и развитием отечественной **П. а.** связано планомерное изучение и освоение Арктики и Северного морской пути и исследования Антарктики. Первый полёт в Арктике в районе Новой Земли на самолёте «Морис Фарман» совершили в 1914 *Я. И. Нагурский* и *Е. В. Кузнецов*, участвовавшие в поисках пропавшей экспедиции *Г. Я. Седова*. Начало регулярной работе авиаторов в Арктике было положено в 1924 полётами *Б. Г. Чухновского* на гидросамолёте Ю-20 по обеспечению Северной гидрографической экспедиции; он выполнил 12 полётов над Новой Землёй, Баренцевым и Карским морями, пробыв в воздухе 13 ч. В 1925 Чухновский и *О. А. Кальвица* совершили первый арктический перелёт по маршруту Ленинград — Петрозаводск — Архангельск — Новая Земля с целью разведки льдов и исследования берегов Новой Земли. Яркими страницами в истории освоения Арктики стали полёты в районе Шпицбергена летом 1928 Чухновского и *М. С. Бабушкина* на поиск экипажа потерпевшего катастрофу дирижабля «Италия». В сложнейших условиях экипаж Чухновского 10 июля 1928 нашёл в ледовой пустыне на 81-й параллели группу *Ф. Мальмгрена* из состава экспедиции *У. Нобиле* и сообщил её координаты на ледокол «Красин», который снял эту группу со льдины.

Зачинателями ледовой разведки, первооткрывателями северных трасс были пилоты Чухновский, *А. Д. Алексеев*, Кальвица, Бабушкин, *Ф. Б. Фарих*, *М. И. Козлов*, *М. Н. Каминский*, *П. Г. Головин*, *В. Л. Галышев* и другие. В 1929 полётами Чухновского, Алексеева, *И. К. Иванова* начато регулярное авиационное обслуживание ежегодных Карских экспедиций. С 1932 самолёты обеспечивали передвижение судов в восточном секторе Арктики (через Берингов пролив в устье реки Колымы). С помощью авиации велось освоение Северного морской пути. От эпизодических рейсов ледовой разведки экипажи самолётов перешли к непосредственной проводке караванов судов. Полёты на ледовую разведку, как правило, выполнялись на гидросамолётах, базирующихся на борту судов и ледоколов. С конца 30-х гг. начато использование для ледовой разведки самолётов наземного базирования. С 1936 вся трасса Северного морского пути была обеспечена эпизодической ледовой разведкой.

В целях централизации работ, связанных с освоением Северного морской пути, 17 декабря 1932 было организовано Главное управление Северного морского пути (Главсевморпуть) при Совнаркомом СССР, в составе которого в феврале 1933 образовано Управление воздушной службы (во главе с *М. И. Шевелёвым*), преобразованное в 1934 в Управление **П. а.** Главсевморпути (с 1960 это управление находилось в ГВФ, а в 1970 было ликвидировано, что существенно усложнило организационно-методическое обеспечение деятельности **П. а.**).

На **П. а.** возлагались задачи по ледовой разведке и проводке кораблей, а также по авиационному обслуживанию научно-исследовательских экспедиций, изучавших природные ресурсы северных морей и Северного Ледовитого океана. В 30-е гг. для организации регулярных полётов по линиям Тюмень — Салехард, Красноярск — Дудинка — Диксон, Якутск — Тикси были созданы Енисейская и Ленская авиагруппы. Экипажи **П. а.**, базировавшиеся вдоль побережья полярных морей по линии Архангельск — Амдерма — Диксон — Хатанга — Тикси — Чокурдах — Черский — Мыс Шмидта, осваивали новые районы Арктики.

Высокую эффективность применения авиации в полярных условиях продемонстрировала воздушная спасательная экспедиция по эвакуации пассажиров и экипажа парохода «Челюскин» в 1934 (см. *Челюскинская эпопея*).

Важное значение для авиационного освоения северных районов имели длительные беспосадочные полёты в высоких широтах Арктики. В 1936 *В. П. Чкалов*, *Г. Ф. Байдуков* и *А. В. Беляков* на

одномоторном самолёте АНТ-25 преодолели маршрут Москва — Земля Франца-Иосифа — Северная Земля — бухта Тикси — Петропавловск-Камчатский — о. Удд (Охотское море). В 1937 этот же экипаж выполнил перелёт из Москвы через Северный полюс в США. Аналогичный перелёт в том же году совершили *М. М. Громов, А. Б. Юмашев и С. А. Данилин*, установившие мировой рекорд дальности беспосадочного полёта.

Состоявшаяся перед этими двумя перелётами *арктическая воздушная экспедиция 1937* по организации работы дрейфующей станции «СП-1» во главе с И. Д. Папаниным явилась началом планомерного исследования Центральной Арктики с помощью авиации.

В 1938 лётчики **П. а.** успешно вывезли на материк свыше 400 пассажиров и членов экипажей ледоколов и судов, вынужденно зазимовавших в арктических условиях.

В 1941 экипаж 4-моторного самолета «СССР-Н-169», возглавляемый *И. И. Черевичным* (второй пилот Каминский, штурман *В. И. Аккуратов*), доставил группу полярников-исследователей в район полюса относительной недоступности; тем самым было положено начало арктическим исследованиям с помощью «летающих лабораторий».

В годы Великой Отечественной войны личный состав **П. а.** принимал активное участие в боевых операциях и выполнении специальных задач, имевших важное оборонное значение, в том числе обеспечение ледовой разведки Северного морского пути, доставка грузов в Арктику, освоение воздушной трассы Красноярск — Аляска.

В 1946 с организацией высокоширотных воздушных экспедиций «Север» возобновилось комплексное изучение Центральной Арктики, воздушные экспедиции на специально оборудованных «летающих лабораториях» с посадкой на дрейфующий лёд стали основным средством исследования труднодоступных районов Северного Ледовитого океана. В 1954 в Арктике впервые были использованы вертолеты (Ми-4); с 1956 систематически проводится ледовая авиаразведка с помощью базирующихся на ледоколах вертолётов (Ка-15, Ми-4, Ми-2) и самолётов берегового базирования (Ли-2, Ил-14, оснащённых бортовыми локаторами, а с 1968 — Ан-24 с системой «Торос»). В 1959 с помощью **П. а.** впервые в мировой практике в Арктическом бассейне были установлены дрейфующие автоматические радиометеорологические станции, которые в последующие годы систематически обновлялись. В конце 50-х—начале 60-х гг. на дрейфующие арктические льды стали совершать посадки 4-моторные самолёты Ан-12; в 1977 на станции «СП-22» совершил посадку самолёт Ил-18. В обеспечении успешного похода к Северному полюсу атомного ледокола «Арктика» в августе 1977 существенную роль сыграла авиаразведка.

**П. а.** принадлежит видное место в истории освоения Антарктики. В составе первой советской антарктической экспедиции 1955 входил авиаотряд под командованием Черевичного, располагавший специально оборудованными самолётами Ан-2, Ли-2, Ил-12, вертолетами Ми-4. Полёты над неизученной безориентирной местностью, посадки на высоту до 4000 м над уровнем океана, низкие температуры и ураганные ветры предъявляют высокие требования к уровню профессиональной подготовки лётного и технического состава и надёжности авиационной техники. На ледовом континенте с помощью авиации созданы внутриконтинентальные станции, проводятся геофизические, аэрометеорологические, гляциологические наблюдения и аэрофотосъёмка территории Антарктиды. С целью установления воздушной связи с советскими научно-исследовательскими антарктическими станциями в декабре 1961 осуществлён перелёт протяжённостью около 26 тысяч км Москва — Антарктида самолётов Ил-18 и Ан-12 под командованием А. С. Полякова и Б. С. Осипова. В 1963 на ледовый континент стартовали два самолёта Ил-18 (командиры экипажей Поляков, М. П. Ступишин) с 70 участниками экспедиции.

С начала 80-х гг. полёты в Антарктиду на специальных оборудованных тяжёлых транспортных самолётах Ил-18Д, а затем Ил-76ТД с посадкой на ледовых аэродромах становятся регулярными. В состав ежегодных советских антарктических экспедиций входят экипажи и инженерно-

технический состав авиаотряда. Высокое лётное мастерство, опыт и самоотверженность полярных авиаторов неоднократно подтверждались в экстремальных условиях. Так, полярной ночью, при низких температурах воздуха и ограниченной видимости экипажами вертолётов Ми-8 и самолётов Ил-14 были обеспечены ледовая разведка и эвакуация участников антарктических экспедиций с зажатых льдами дизельэлектрочудов «Обь» (1972) и «Михаил Сомов» (1986) с промежуточными посадками на айсберги.

Возрастающие объёмы авиационных работ в Арктике и Антарктиде требуют создания специальных самолётов и вертолётов, обладающих высокими лётно-техническими характеристиками, надёжностью и экономичностью, оснащённых современными пилотажно-навигационным и радиосвязным оборудованием, хорошо приспособленных к эксплуатации в полярных условиях. На смену находившимся в эксплуатации самолётам с поршневыми двигателями в опытную эксплуатацию в конце 80-х гг. поступили самолёты с газотурбинными двигателями Ан-28, Ан-74 (см. рис. 1—3) и вертолёты Ка-32С в варианте ледового разведчика.

*Лит.:* Морозов С. Т., Они принесли крылья в Арктику, М., 1979; История гражданской авиации СССР, М., 1983.

*Е. Н. Малахов.*

Рис. 1. Проводка ледокола по Северному морскому пути с помощью самолёта.

Рис. 2. Самолёт на дрейфующей станции «Северный полюс-28».

Рис. 3. Самолёт Ан-74 в Антарктиде.

**Поморцев** Михаил Михайлович (1851—1916) — русский аэролог. Окончил Михайловское артиллерийское училище в Петербурге (1871) и Академию Генштаба (1878). С 1881 преподавал в Военно-инженерной академии, с 1885 в артиллерийском училище, воздухоплавательной школе и Военно-медицинской академии в Петербурге. С 1885 организовывал подъёмы на аэростатах для изучения атмосферных явлений; обработал результаты несколько десятков таких подъёмов. В 1889 опубликовал «Очерк учения о предсказании погоды» — первый русский учебник синоптической метеорологии. Изобрёл ряд аэронавигационных и других приборов.

*Лит.:* Минкельдей М. А., М. М. Поморцев. Первый русский аэролог, Л., 1954.

**М. М. Поморцев.**

**помощь воздушным судам, терпящим бедствие.** Воздушное судно признаётся терпящим бедствие, если существует обоснованная уверенность в том, что ему и находящимся на борту людям угрожает непосредственная опасность, не устранимая действиями экипажа воздушного судна. Обеспечивается поисково-спасательной службой (см. *Поиск и спасание воздушных судов*), взаимодействующей с органами обслуживания воздушного движения.

Для получения своевременной помощи воздушное судно должно подать сигналы бедствия. В СССР были установлены единые для авиации сигналы бедствия, срочности и предупреждения об опасности. Сигналы бедствия: передаваемый по радиотелеграфу азбукой Морзе сигнал «SOS» или произносимые по радиотелефону в начале сообщения слова «Терплю бедствие», а при международных полётах — «МЕЙДЕЙ». При наличии на воздушном судне приёмопередатчика вторичной радиолокации для него определяются соответствующие режим и код. На воздушных судах устанавливаются аварийные радиомаяки (радиостанции), сигналы с которых поступают в международную спутниковую систему поиска и спасания. Магистральные воздушные суда оснащаются автоматическими радиоустройствами для постоянного приёма аварийных сигналов. Сигналы и сообщения о бедствии передаются по радио на частоте связи воздушного судна с органом обслуживания воздушного движения, в районе ответственности которого находится воздушное судно, либо на аварийных частотах, установленных регламентом связи (121,5 МГц и др.).

**помпаж двигателя** (французское *rompage*) — различные нестационарные явления, возникающие в результате потери устойчивости течения воздуха в компрессоре при работе его в системе газотурбинного двигателя. По физической природе и внешним проявлениям различают три основных вида неустойчивого течения.

1. Вращающийся срыв — результат потери устойчивости *осесимметричного* течения. Он может локализоваться в одной или несколько ступенях компрессора или охватывать всю его проточную часть; в последнем случае формирование вращающегося срыва приводит к глобальной потере устойчивости течения в двигателе. Вращающийся срыв возникает при обтекании лопаток компрессора с большими положительными углами атаки. В ограниченном пространстве кольцевой проточной части компрессора появление отрывного течения на отдельных лопатках приводит к образованию дискретных срывных зон, которые вращаются в том же направлении, что и ротор, но с меньшей угловой скоростью. Появление вращающегося срыва приводит к падению напора ступеней в области малых расходов воздуха, а также возникновению вибраций лопаток.

2. Скачкообразное уменьшение расхода воздуха и напора компрессора вследствие потери статической устойчивости течения в компрессоре, которое иногда происходит на пусковых режимах работы двигателя. Потеря статической устойчивости чаще всего оказывается необратимой, приводит к «зависанию» двигателя: при увеличении расхода топлива растёт температура газов, уменьшается расход воздуха, а частота вращения не увеличивается.

3. Собственно **П. д.** — продольные автоколебания потока во всём воздушно-газовом тракте двигателя и воздухозаборника, возникающие в результате потери динамической устойчивости течения в силовой установке, являющейся газовой автоколебательной системой с активными элементами, в которых при колебаниях может подводиться к газу или отводиться от него энергия (компрессор, камера сгорания, турбина, зазоры в проточной части); все её элементы обладают и реактивными свойствами: в них при колебаниях на газ действуют инерционные и упругие силы.

**П. д.** — разветвлённой динамической системы с большим числом степеней свободы — может происходить с различными частотами, соответствующими разным формам колебаний. Возникновение **П. д.** сопровождается большими динамическими нагрузками на все элементы конструкции силовой установки, выбросом горячих газов на вход двигателя, ростом температуры газов перед турбиной, что при длительном воздействии приводит к разрушению силовой установки. В самолётах с несколько двигателями помпаж одного из них может приводить к потере управляемости самолётом.

Для избежания **П. д.** линии рабочих режимов (ЛРР) компрессора на его характеристике располагаются на достаточном удалении от области неустойчивых режимов; расстояние между ЛРР и границей устойчивых режимов (см. рис.)

{{формула}}

{{ $\pi$ }}\*<sub>к</sub> — степень повышения полного давления;  $G_{пр}$  — расход воздуха, приведённый к стандартным атмосферным условиям) называется запасом устойчивости компрессора; в стендовых условиях на установившихся режимах работы газотурбинного двигателя величина {{ $\Delta$ }} $K_y$  — функция приведённой частоты вращения

$$n_{пр} = n(288/T_0^*)^{1/2}$$

( $n$  — фактическая частота вращения,  $T_0^*$  — температура заторможенного потока перед компрессором), а также положения органов регулирования двигателя.

При работе двигателя в различных условиях эксплуатации запас устойчивости может уменьшаться по следующим причинам:

1) смещение ЛРР компрессора к границе устойчивости в результате повышения температуры газов перед турбиной на неустановившихся режимах (за счёт увеличения расхода топлива для раскрутки

двигателя). Уменьшение запаса устойчивости по этой причине тем больше, чем выше темп разгона (меньше время «приёмистости») и на отдельных участках может достигать 12—15% от  $\{\{\Delta\}\}K_y$ . В турбореактивных двухконтурных двигателях с форсажем может уменьшаться запас устойчивости вентилятора при включении форсажа, если рост температуры в форсажной камере не компенсируется соответствующим увеличением площади критического сечения реактивного сопла. Аналогичные процессы происходят и при нестационарном повышении температуры воздуха перед двигателем;

2) смещение границы устойчивых режимов в сторону ЛРР вследствие неравномерности поля давлений и температуры перед двигателем, возникающей в результате отрывного несимметричного течения в воздухозаборнике или появления перед ним теплового возмущения с неравномерным распределением температуры по сечению входного канала;

3) мгновенное (нестационарное) взаимное сближение ЛРР компрессора и границы устойчивых режимов под воздействием нестационарных внешних возмущений, например, пульсаций давления в воздухозаборнике. В этих условиях возможно жёсткое самовозбуждение П. д., который в некоторых случаях после прекращения возмущения может самоликвидироваться;

4) взаимное сближение границы устойчивых режимов и ЛРР в процессе эксплуатации в результате падения КПД компрессора и турбины и уменьшения максимального напора из-за эрозии лопаток и износа истираемых покрытий проточной части.

Для обеспечения устойчивой работы компрессора при нормальной эксплуатации двигателя используются автоматически управляемые поворот лопаток направляющих аппаратов компрессора и перепуск воздуха; этой же цели способствует выполнение двигателя по двух-, трёхзальной схеме. Во многих конструкциях для расширения области безотрывного обтекания лопаток над рабочими колёсами устанавливаются специальные участки корпуса с перфорированной обечайкой и полостью над ней. Для предотвращения последствий П. д. в эксплуатации используется автоматизированная противопомпажная защита двигателя.

*Лит.:* Казакевич В. В., Автоколебания (помпаж) в компрессорах, 2 изд., М., 1974; Холщевников К. В., Емин О. Н., Митрохин В. Т., Теория и расчет авиационных лопаточных машин, 2 изд., М., 1986.

*Л. Е. Ольштейн.*

**Характеристика компрессора ( $\{\{n\}\} = n_{np}/n_{np\max}$  — относительная приведённая частота вращения).**

**поперечное  $v$  крыла** — угловое отклонение плоскости хорд крыла от его горизонтальной базовой плоскости (см. *Системы координат летательных аппаратов*); характеризуется углом  $\{\{\psi\}\}$  (см. рис.). Если поверхность хорд крыла не плоская (например, из-за кривизны крыла), то за плоскость хорд обычно принимают плоскость, относительно которой «закручено» крыло. Угол  $\{\{\psi\}\}$  считается положительным, если консоли крыла отгибаются вверх. Выбор необходимого угла  $\{\{\psi\}\}$  связан с аэродинамической компоновкой самолёта. В зависимости от стреловидности крыла, положения его по высоте, параметров вертикального оперения выбор оптимального угла  $\{\{\psi\}\}$  помогает регулировать необходимое соотношение между степенями продольной и поперечной устойчивости летательного аппарата.

**Поперечное  $V$  крыла:** 1 — плоскость симметрии самолёта; 2 — консоль крыла; 3 — базовая плоскость крыла;  $\{\{\psi\}\}$  — угол поперечного  $V$  крыла.

**поперечный набор** — см. в статье *Силовой набор*.

**Попков** Виталий Иванович (р. 1922) — советский лётчик, генерал-лейтенант авиации (1968), заслуженный военный лётчик СССР (1967), дважды Герой Советского Союза (1943, 1945). В Советской Армии с 1940. Окончил Чугуевскую военную авиационную школу пилотов (1941), Батайскую военную авиационную школу (1942), Военно-воздушную академию (1951; ныне имени

Ю. А. Гагарина), Военную академию Генштаба Вооруженных сил СССР (1964). Участник Великой Отечественной войны. В ходе войны был лётчиком-истребителем, командиром звена, командиром эскадрильи истребительного авиаполка. Совершил свыше 300 боевых вылетов, сбил лично 41 самолёт противника. После войны — в ВВС, центральном аппарате МО СССР и в военных учебных заведениях. Награждён 3 орденами Ленина, 2 орденами Красного Знамени, орденом Александра Невского, 2 орденами Отечественной войны 1-й степени, орденом Отечественной войны 2-й степени. 2 орденами Красной Звезды, орденом «За службу Родине в Вооружённых Силах СССР» 3-й степени, медалями. Бронзовый бюст в Москве.

Лит.: Величко В. А., Дважды Герой Советского Союза В. И. Попков, М., 1948; Соколов В. Д., На острие атаки, в его кн.: Крылья у нас одни, М., 1976.

### В. И. Попков.

**Попов** Николай Евграфович (1878—1936) — русский лётчик. По профессии журналист. В 1908 принимал участие в качестве пилота в неудавшейся попытке американского журналиста У. Уэлмена достичь на дирижабле Северного полюса. Самостоятельно освоил самолёт «Райт». (6)19 апреля 1910 аэроклуб Франции вручил **П.** — второму (после *М. Н. Ефимова*) русскому, обучавшемуся во Франции, — диплом пилота-авиатора (№50). Весной 1910 совершил ряд полётов на авиационном празднике в Канне (Франция), в том числе над морем. Успешно летал во время Международной авиационной недели в апреле 1910 в Петербурге. Достиг высоты 600 м и продолжительности полёта свыше 2 ч. Через месяц при облёте самолёта для сдачи военному ведомству потерпел аварию. Лётную деятельность прекратил из-за инвалидности. Уехал за границу лечиться, в Россию не вернулся. Покончил жизнь самоубийством в Канне.

Лит.: Сашонко В. Н., Коломяжский ипподром, Л., 1983.

### Н. Е. Попов.

**Попов** Сергей Алексеевич (1909—1969) — советский воздухоплаватель, организатор и руководитель подготовки пилотов свободных аэростатов ГВФ. Окончил воздухоплавательную школу Осоавиахима (1932). В 1932—1940 командир отдельной воздухоплавательной группы «Дирижаблестроя»; руководил проведением учебных полётов студентов Дирижаблестроительного учебного комбината ГВФ и тренировочных полётов лётного состава учебно-опытной эскадры дирижаблей ГВФ. По предложению **П.** для тренировочных полётов применялись аэростаты типа «шары-прыгуны» объёмом 150 м<sup>3</sup>, летавшие с одним пилотом на высоте 200—2000 м до 20 ч. В 1942 по инициативе **П.** было организовано воздухоплавательное подразделение в ВВС, занимавшееся подготовкой парашютистов. После Великой Отечественной войны **П.** — спортивный комиссар по проведению рекордных полётов на аэростатах.

### С. А. Попов.

**пороховой двигатель** — то же, что *ракетный двигатель твёрдого топлива*. **Пороховщик** Александр Александрович (1892—1943) — русский конструктор, предприниматель, лётчик. Будучи гимназистом, построил на заводе «Дукс» самолёт (1909), одобренный *Н. Е. Жуковским*. В 1911 в Риге организовал опытную мастерскую, где построил расчалочный моноплан простейшей конструкции «Пороховщик №1» и сам летал на нём. Оригинальный полутораплан двухбалочной схемы (см. рис. в таблице V) — двухместный разведчик, название «Би-кок» №2 («Двухвостка»), он построил в 1914. В 1915 мастерская **П.** в Петрограде, преобразованная в завод, выпускала самолёты иностранных марок, а также его учебный биплан П-IV (1917). В 1918 **П.** сдал официальные испытания на звание военного лётчика, затем служил в советских авиационных частях, возглавлял авиамастерские, одновременно продолжая конструкторскую деятельность. В 1919—1923 выпускались небольшие серии учебных самолётов его конструкции П-IV бис, П-IV 2бис, П-VI бис (все они имели бипланную схему с хвостовой фермой). В 1923 **П.** переехал в Москву, где работал инженером в различных организациях и на заводах. Совместно с **П.** некоторое

время работал известный впоследствии советский авиаконструктор.

*В. П. Яценко.*

**А. А. Пороховшиков.**

**порошковые материалы** — материалы, изготовленные методом, порошковой металлургии — технологическим процессом, охватывающим производство порошков металлов, сплавов и металлоподобных соединений, а также изделий из них или их смесей неметаллическими порошками.

**П. м.** применяются в различных областях техники в следующих случаях: когда требуются материалы (со специальными свойствами), которые невозможно получить другими методами производства, когда в результате особенностей изготовления **П. м.** имеют более высокие качественные показатели, чем материалы, полученные по традиционной технологии (литьё, деформация) когда при получении изделий из порошков улучшаются технико-экономические показатели производства по сравнению с традиционной технологией (сокращение расхода сырья, упрощение технологии, уменьшение затрат на оборудование, рабочую силу и т. п.).

**П. м.** классифицируют по назначению (жаропрочные, коррозионностойкие, магнитные, антифрикционные, контактные, фрикционные и др.), по плотности (плотные, пористые), по химическому составу (чистые материалы, сплавы) по технологии получения (спечённые, компактированные).

Для получения **П. м.** применяются следующие технологические методы: твердофазное спекание, спекание в присутствии жидкой фазы, пропитка, горячее прессование, горячее изостатическое прессование. Первые четыре метода основаны на получении порошковой шихты путём смешивания компонентов, их прессования и последующего горячего спекания (или только горячего прессования); в ряде случаев применяется дополнительная обработка спечённых изделий (повторное прессование и т. п.). Эта схема является основной для получения **П. м.** По такой технологии изготавливают многие изделия из **П. м.** (главным образом небольшие — массой 0,5—5 кг): пористые подшипники, фрикционные изделия, фильтры, твёрдые сплавы, магниты, контакты, изделия из тугоплавких металлов, изделия из жаропрочных сплавов (главным образом дисперсноупрочнённого типа на основе никеля и алюминия), ферриты, сварочные электроды, различные детали машин и приборов. Однако такая схема не может обеспечить получение абсолютно плотного (беспористого) **П. м.**, для этого требуется дополнительная деформация. В последние годы интенсивно развивается новый технологический процесс получения авиационных материалов конструкционного назначения — металлургия гранул никелевых, титановых и алюминиевых сплавов (см. *Гранулируемые сплавы*). Процесс основан на получении микрослитков заданного химического состава, кристаллизующихся с высокой скоростью охлаждения, и их последующем компактировании путём изостатического прессования. Полученные прессовки (массой до 0,5—2 т) могут быть использованы как готовые изделия или как заготовки для последующей деформации. Высокая скорость охлаждения при кристаллизации позволяет вводить в сплавы повышенные количества легирующих добавок, то есть создать новый класс **П. м.** Высоколегированные **П. м.** характеризуются равномерной мелкозернистой структурой, отсутствием пор, высоким уровнем механических свойств; применяются для изготовления деталей двигателя (диски из никелевых **П. м.** и др.) и фюзеляжа самолёта (детали кабины сверхзвуковых самолётов из алюминиевых **П. м.** и др.). Металлургия гранул позволяет значительно расширить объём применения **П. м.**

*Лит.: Федорченко И. М., Андриевский Р. А., Основы порошковой металлургии, Киев, 1961; Обработка легких и жаропрочных сплавов. К 70-летию со дня рождения академика А. Ф. Белова, М., 1976.*

*О. Х. Фаткуллин, Б. И. Матвеев.*

**поршневой двигатель** — см. в статье *Двигатель авиационный*.

**порыв ветра нормированный** — значение скорости потока неспокойного воздуха, задаваемое в *Нормах прочности* летательного аппарата, при котором производится расчёт нагрузок на летательный аппарат с целью обеспечения его достаточной прочности в условиях полёта. Нагрузки на летательный аппарат при действии **П. в.** возникают вследствие изменения аэродинамических сил, связанного с изменением углов атаки, скольжения и скорости движения летательного аппарата относительно воздуха. Нормированный **П. в.** зависит от типа летательного аппарата и режимов полёта. См. также *Болтанка*.

**посадка** — этап полёта самолёта с высоты 15 м над уровнем торца взлётно-посадочной полосы до приземления и *пробег* по аэродрому до полной остановки. При определении потребной посадочной дистанции (расстояние от начала **П.** до окончания пробега) небольших самолётов местных воздушных линий Международная организация гражданской авиации допускает считать **П.** с высоты 9 м над уровнем взлётно-посадочной полосы. Воздушный участок **П.** является самым сложным и ответственным этапом полёта, поскольку возможности исправления ошибок летчика или автоматических систем на **П.** уменьшаются по мере уменьшения высоты, весьма непродолжительный (6—10 с) воздушный участок **П.** включает несколько стадий: выравнивание, выдерживание, парашютирование, приземление.

**Выравнивание** обычно начинается на высоте 5—8 м и заканчивается переводом самолёта в режим выдерживания на высоте 0,5—1 м. В процессе выравнивания вертикальная скорость снижения по *глиссаде* плавно уменьшается практически до нуля. **Выдерживание** применяется для дальнейшего уменьшения высоты полёта с постепенным уменьшением скорости и увеличением угла атаки до значений, при которых становится возможным приземление и устойчивый пробег самолёта. При уменьшении подъёмной силы в конце участка выдерживания начинается парашютирование — снижение с увеличивающейся вертикальной скоростью. Так как высота парашютирования мала, в момент приземления вертикальная скорость незначительна. В некоторых случаях для сокращения посадочной дистанции применяется посадка без выдерживания, а иногда и без полного выравнивания. На самолётах с носовым колесом приземление осуществляется на основные колеса, на самолётах с хвостовым колесом — как правило, на все колёса (посадка на три точки). Приземление на колёса, расположенные впереди центра тяжести, может сопровождаться возникновением момента сил, увеличивающего угол атаки, а следовательно, и подъёмную силу. В этом случае наблюдается взмывание («козёл») — резкое удаление самолёта от взлётно-посадочной полосы. Причиной взмывания может явиться чрезмерное взятие лётчиком ручки управления на себя в конце выравнивания и на выдерживании. Взмывание самолёта при **П.** явление нежелательное, поскольку оно увеличивает посадочную дистанцию и усложняет процесс выполнения **П.** В целях обеспечения надёжной **П.** используются автоматизированные системы захода на посадку и посадки (см. *Автоматизация посадки*).

*Лит.:* Висленев Б. В., Кузьменко Д. В., Теория авиации, 4 изд., М., 1939; Котик М. Г., Динамика взлета и посадки самолетов, М., 1984.

*А. В. Климин.*

**посадочная скорость** — скорость самолёта в момент касания основными его опорными устройствами поверхности взлётно-посадочной полосы на *посадке*. Уменьшение **П. с.** при прочих равных условиях сокращает дистанцию *пробега* самолёта после приземления. Уменьшение **П. с.** достигается снижением удельной нагрузки на крыло и увеличением подъёмной силы крыла путём применения механизации крыла к энергетической механизации крыла. Значения **П. с.** меняются примерно от 80 км/ч у легкомоторных, например, спортивных, самолетов до 300 км/ч и более у скоростных.

**посадочный крюк** — то же, что *тормозной крюк*.

**Пост** (Post) Уайли (1898—1935) — американский лётчик. В 1933 совершил первый кругосветный перелёт в одиночку (с посадками) на самолёте «Вега» фирмы «Локхид» (рис. в таблице XIV). Двумя годами ранее он выполнил аналогичный перелёт на том же самолёте совместно с Х. Гэтти. В 1935 провёл испытания высотного скафандра в условиях длительного полёта на высоте 9100 м. В том же году погиб вместе со своим спутником писателем У. Роджерсом на Аляске при попытке совершить перелёт через Северный полюс на гидросамолёте.

## У. Пост.

**постановщик помех** — летательный аппарат, предназначенный для подавления радиоэлектронных средств (РЭС) противника с целью обеспечения боевых действий своих войск. **П. п.** могут использоваться для радио- и радиотехнической разведки, а также тренировки наземных, корабельных операторов РЭС и экипажей летательных аппаратов в условиях помех. По типу летательных аппаратов **П. п.** подразделяются на самолёты, вертолёты, аэростаты и другие пилотируемые и беспилотные летательные аппараты; по месту базирования — на палубные и наземного базирования, по типу установленных средств радиоэлектронного подавления (РЭП) — на постановщики активных и пассивных помех. Наиболее распространены самолёты-**П. п.** Они обеспечивают прикрытие боевых порядков войск, прикрытие пусков управляемого оружия, дезорганизацию управления войсками противника. Пилотируемые **П. п.** создаются на базе бомбардировщиков, истребителей-бомбардировщиков, транспортных и других самолётов. Основные способы ведения боевых действий **П. п.**: создание помех из специальных зон, из боевых порядков и при полёте по самостоятельному маршруту. Беспилотные **П. п.** представляют собой модификации многоцелевых беспилотных летательных аппаратов, специализированных для выполнения отдельных задач РЭП (подавление радиолокационных станций обнаружения, линий связи и т. д.). Беспилотные **П. п.** действуют в основном в зоне противовоздушной оборон противника.

Особенности конструкции **П. п.**: изменение конфигурации летательного аппарата в связи с размещением дополнительного оборудования, установка на фюзеляже, крыле и киле большого числа дополнительных антенн и т. д. Средства РЭП могут размещаться внутри фюзеляжа либо в подвесных контейнерах (см. рис.). Средства РЭП **П. п.** объединяются в единый комплекс. В него входят аппаратура информационного обеспечения (устройства для обнаружения, измерения параметров сигналов РЭС противника и их пеленгации), устройства отображения информации (экраны и табло), управления, ЭВМ и исполнительные устройства (станции активных помех для подавления РЭС систем управления войсками и оружием противника, станции активных помех для подавления линий УКВ связи и наведения истребителей, устройства для выброса средств РЭП одноразового использования, а также средства для индивидуальной защиты **П. п.** от поражения оружием противника).

Впервые **П. п.** были использованы английскими ВВС в 1943. Во время Великой Отечественной войны советские ВВС подавляли РЭС противника с самолётов дальней авиации при нанесении ими ударов по объектам Германии. Специализированные самолёты-**П. п.** получили развитие в 50-х гг. В войнах на Ближнем Востоке (1967 и 1973) использовались также беспилотные **П. п.**

*Г. В. Запорожец.*

**Палубный постановщик помех Грумман EA-6B ВВС США с подвешенными в контейнерах средствами радиоэлектронного подавления.**

**поступь винта** — расстояние, проходимое воздушным винтом в осевом направлении за время одного оборота. Определяется отношением поступательной скорости  $V$  самолёта (в м/с) к числу оборотов  $n$  винта за 1 с. На практике обычно используется **относительная П. в.**  $\{\lambda\}: \{\lambda\} = V/(nD)$ , где  $D$  — диаметр винта.

**«потез»** (Société des avions et moteurs Henri Potez) — самолётостроительная фирма

Франции. Образована в 1916 под название СЕА (SEA, Soci{é}t{é} d'etudes aéronautiques), в 1919—1937 называется «Аэроплан Анри Потез» (Aeroplanes Henri Potez), в 1937 вошла в состав «Норд авиасьон», в 1953 вновь стала самостоятельной, получив указанное название, с 1967 в составе «Сюд авиасьон». Фирма выпускала пассажирские, туристские и военные самолёты. Наиболее известны лёгкий многоцелевой и разведывательный самолёт Потез 25 (первый полёт в 1925, построено около 4 тысяч в 87 вариантах) и истребитель-бомбардировщик Потез 63 (1936, построено 702). Небольшая фирма «Потез аэронавиг» (Potez Aeronautique) в 80-х гг. выпускала авиационное оборудование и выполняла субконтрактные работы.

**потенциал скорости** (от латинского *potentia* — сила) — скалярная функция  $\{\{\varphi\}\}$  пространственных координат и времени, градиент которой равен вектору скорости  $\mathbf{V}$  среды:  $\mathbf{V} = \text{grad}\{\{\varphi\}\}$ . **П. с.** существует для *безвихревых* течений, и введение **П. с.** позволяет эффективно их исследовать.

Уравнение для определения **П. с.** получается в результате подстановки приведённого выражения в *неразрывности уравнение*. Для несжимаемой жидкости **П. с.** удовлетворяет уравнению Лапласа ( $\{\{\Delta\varphi\}\} = 0$ ) и является гармонической функцией. В этом случае **П. с.** допускает простую физическую интерпретацию: **П. с.** данного распределения скорости безвихревого течения есть увеличенный в  $-1/Q$  ( $Q$  — плотность среды) раз импульс сил давления, требуемый для приведения среды (первоначально находившейся в состоянии покоя) в данное движение.

Для заданного поля скоростей **П. с.** в произвольной точке  $B$  можно найти интегрированием вдоль некоторой кривой, начинающейся в точке  $A$  с известным значением потенциала:

$$\{\{\varphi\}\}_B = \{\{\varphi\}\}_A + \int_A^B \mathbf{V} dr,$$

где  $dr$  — направленный элемент кривой. При движении в односвязной области **П. с.** является однозначной функцией  $r$ , а значение интеграла не зависит от пути интегрирования. Для многосвязной области **П. с.** в общем случае неоднозначен, и его значение в точке  $B$  зависит от формы кривой, вдоль которой проводится интегрирование.

*В. А. Башкин.*

**потенциал ускорения** — скалярная функция  $\Phi$  пространственных координат и времени  $t$ , градиент которой равен вектору ускорения  $\mathbf{W}$ :

$\{\{\text{формула}\}\}$

где  $\{\{\varphi\}\}$  — *потенциал скорости*. Существует для *безвихревых* течений и при движении несжимаемой жидкости удовлетворяет, как и потенциал скорости, уравнению Лапласа. В аэро- и гидродинамике используется при исследовании обтекания профилей и крыльев дозвуковыми и сверхзвуковыми потоками идеального газа на основе линеаризованных уравнений (см., например, *Прандтля—Глауэрта теория*).

**потенциальное течение** — течение жидкости или газа, для которого существует *потенциал скорости* (см. *Безвихревое течение*).

**потеря эффективности органа управления при закритических значениях числа Маха полёта** — обусловлена развитием зоны сверхзвукового течения (см. *Трансзвуковое течение*) на профиле несущей поверхности при превышении *Маха числа* полёта  $M_{\{\infty\}}$  критического числа  $M_{\{*\}}$  ( $M_{\{\infty\}} > M_{\{*\}}$ ).

Эксперименты в аэродинамических трубах и лётные исследования показали, что при приближении значения  $M_{\{\infty\}}$  к единице может иметь место значительное уменьшение эффективности органа управления (ОУ), а в некоторых случаях даже обратное его действие.

Механизм **П. э. о. у.** становится понятным, если рассмотреть изменения значений и распределения

по профилю относительного давления  $p(p = p/p_0$ , где  $p$  — давление в рассматриваемой точке,  $p_0$  — полное давление набегающего потока) при различных значениях угла  $\{\{\delta\}\}$  отклонения ОУ и  $M_{\{\infty\}}$  (рис. 1). При  $M_{\{\infty\}} = 0,69 < M_*$  наблюдается хорошо известное различие в значениях  $\{\{p\}\}$ , растущих с увеличением  $\{\{\delta\}\}$ , но характер распределения  $\{\{p\}\}$  вдоль хорды ( $\{\{x\}\}$  — выраженное в процентах отношение расстояния  $x$  от носика профиля вдоль хорды к хорде  $b$  профиля:  $\{\{x\}\} = x/b$ ) практически не меняется. Совершенно иным оказываются распределения давления по профилю при  $M_{\{\infty\}} > M_*$ . На верхней и нижней поверхностях видны развитые области сверхзвукового течения (области, где  $\{\{p\}\} > |p_{кр}|$ ,  $\{\{p\}\}_{кр}$  — значение  $\{\{p\}\}$  при местном числе Маха  $M = 1$ ). Они начинаются приблизительно от  $x = 17\%$  и простираются до места расположения замыкающих их скачков уплотнения (см. *Ударная волна*). В отличие от эпюры давления, наблюдаемой при  $M_{\{\infty\}} < M_*$  при  $M_{\{\infty\}} = 0,83 > M_*$ , например, распределение давления на части поверхности профиля — от носика до скачков уплотнения — оказывается почти не зависящим от угла  $\{\{\delta\}\}$ . Это имеет место на протяжении приблизительно 60% хорды на верхней поверхности и 40% — на нижней (на ней из-за влияния отклонения ОУ вниз скачок уплотнения смещается к носу профиля). Отклонение ОУ вызывает лишь изменения в положении скачка уплотнения на профиле и в распределении давления по части профиля, расположенной за скачком уплотнения. По мере увеличения  $M_{\{\infty\}}$  скачки уплотнения перемещаются вниз по потоку и происходит заметное расширение областей сверхзвукового течения на обеих поверхностях профиля.

Оптические исследования обтекания профилей при  $M_{\{\infty\}} > M_*$  показывают, что расширение зоны сверхзвукового течения всегда сопровождается одновременным увеличением высоты скачка уплотнения, то есть глубины проникновения области сверхзвукового течения в поток, обтекающий профиль. Поэтому возникающие позади скачков уплотнения небольшие возмущения создаваемые обтеканием отклоненного ОУ и распространяющиеся в потоке со скоростью звука, не могут проникать на переднюю часть поверхности профиля вследствие задерживающего влияния сильно развитой местной сверхзвуковой зоны, и распределение давления по части профиля, расположенной впереди скачка уплотнения, оказывается почти не зависящим от отклонения ОУ. При этом приращение  $\{\{\Delta\}\}_{c_y}$  коэффициент подъёмной силы (см. *Аэродинамические коэффициенты*), вызываемое отклонением ОУ и в основном определяющее эффективность ОУ, возникает лишь за счёт приращения  $\{\{\Delta\}\}\{\{p\}\}$  относительного давления [ $\{\{\Delta\}\}\{\{p\}\} = \{\{p\}\}(\delta) - p(\delta = 0)$ ] на части профиля, расположенной позади замыкающего скачка уплотнения (рис. 2).

Г. П. Свищёв.

Рис. 1. Распределения давления вдоль верхней (красные кривые) и нижней (синие кривые) поверхностей профиля при различных значениях  $M_{\{\infty\}}$  (а —  $M_{\{\infty\}} = 0,69$ ; б —  $M_{\{\infty\}} = 0,83$ ; в —  $M_{\{\infty\}} = 0,86$  и г —  $M_{\{\infty\}} = 0,88$ ) и различных углах  $\{\{\delta\}\}$  отклонения руля (кривые 1 —  $\{\{\delta\}\} = 0$ ; кривые 2 —  $\{\{\delta\}\} = 8\{\{\circ\}\}$ , штриховые прямые — значения  $p_{кр}$ ).

Рис. 2. Распределения приращений  $\{\{\Delta\}\}\{\{p\}\}$  давления вдоль верхней (красные кривые) и нижней (синие кривые) поверхностей профиля при отклонении руля на угол  $\{\{\delta\}\} = 4$  (угол атаки  $\{\{\alpha\}\} = 0$ ) и различных значениях  $M_{\{\infty\}}$ : а —  $M_{\{\infty\}} = 0,75$ , ( $\{\{\Delta\}\}_{c_y}$ , б —  $M_{\{\infty\}} = 0,83$  ( $\{\{\Delta\}\}_{c_y} = 0,146$ ); в —  $M_{\{\infty\}} = 0,85$  ( $\{\{\Delta\}\}_{c_y} = 0,063$ ; г —  $M_{\{\infty\}} = 0,88$  ( $\{\{\Delta\}\}_{c_y} = -0,031$ ).

**ПОТОЛОК** летательного аппарата — наибольшая высота, которую может набрать летательный аппарат при данном полётном весе. Различают *статический потолок* (для вертолётов — потолок висения), *практический потолок* и *динамический потолок*. **П.** является одной из основных характеристик, определяющих тактические возможности летательного аппарата: преодоление противовоздушной обороны, перехват высотных целей, действия в высокогорных условиях (для вертолётов) и т. п.

Б. Х. Давидсон.

**ПОТОЛОК висения** вертолёта — максимальная высота, на которой вертолёт в заданных условиях

(барометрическое давление, температура и влажность воздуха) и при заданном полётном весе способен висеть не снижаясь без влияния воздушной подушки при горизонтальной воздушной *скорости* летательного аппарата, равной нулю. **П. в.** тем больше, чем меньше отношение массы вертолёта к мощности его двигателей и к *ометаемой площади* несущего винта и чем больше относительный КПД (аэродинамическое совершенство) несущего винта и отношение мощности, передаваемой на несущий винт, к мощности двигателей.

*Е. С. Вожаев.*

**правила полётов** — установленные государством правила действий командира (пилота) воздушного судна при подготовке и выполнении полёта. Они регулируют возникающие у него отношения с командирами других воздушных судов, находящихся в полёте, с органами обслуживания воздушного движения и административными органами государства по поводу соблюдения установленных запретов и ограничений на полёты. Ответственность за соблюдение **П. п.** возлагается на командира воздушного судна. Он может отступать от них только при обстоятельствах, когда это абсолютно необходимо в интересах безопасности воздушного судна.

Приняты две системы **П. п.**: правила визуальных полётов (ПВП) и правила полётов по приборам (ППП). В основе ПВП лежит принцип «вижу и меня видят». Полёты выполняются в метеоусловиях, когда высота нижней границы облаков и горизонтальная видимость выше установленных в государстве метеоминимумов для полётов по ПВП (см. *Минимум погодный*).

Расхождение воздушных судов в полёте по ПВП и выдерживание безопасных интервалов между ними обеспечиваются экипажами путём визуального наблюдения за полётом другие воздушных судов, а истинная безопасная высота — путём визуального наблюдения за впереди расположенной местностью и препятствиями. Полёты по ПВП допускаются, как правило, в нижнем воздушном пространстве до высоты 6000 м и при скорости не более 500—600 км/ч.

ППП предусматривают выполнение полётов по пилотажно-навигационным приборам под контролем органов обслуживания воздушного движения. Установленные в государстве безопасные интервалы в горизонтальной и вертикальной плоскостях между воздушными судами, выполняющими полёты по ППП, и предупреждение столкновений между ними обеспечиваются органами обслуживания воздушного движения путем передачи экипажам соответствующих диспетчерских разрешений и указаний (см. *Диспетчерское обслуживание*).

Во многих странах, в том числе в СССР, был введён ещё один вид **П. п.** — особые правила визуальных полётов (ОПВП). Они разрешают полёты в метеоусловиях ниже минимума, установленного для полётов по ПВП, в частности при срочных вылетах для оказания медицинской помощи, проведении спасательных работ и т. п.

В целях унификации **П. п.** государства — участники *Чикагской конвенции* 1944 обязались поддерживать максимально возможное единообразие своих собственно правил и правил, устанавливаемых на основании конвенции. **П. п.** в виде стандартов, рекомендуемых государствам — членам Международной организации гражданской авиации, включены в Приложение 2 к Чикагской конвенции 1944. В воздушном пространстве над открытым морем по соглашению между государствами, закреплённому в конвенции, действующими являются правила, установленные Международной организацией гражданской авиации и включённые как стандарты в указанное Приложение 2.

**П. п.**, принятые государством и обязательные для соблюдения в пределах его территории при международных полётах, публикуются для сведения экипажей иностранных воздушных судов и авиакомпаний в Сборнике аэронавигационной информации.

*А. И. Котов.*

**практическая дальность полёта** — расстояние, которое может пролетать летательный аппарат при

заданном состоянии атмосферы с учётом расхода топлива на запуск и опробование двигателей, руление перед взлётом, взлёт, предпосадочный манёвр, посадку, руление после посадки, а также с учётом *аэронавигационного запаса топлива*, определяемого для соответствующего типа летательного аппарата *Нормами лётной годности*. **П. д.** существенно зависит от массы Целевой нагрузки. Зависимость «нагрузка — дальность» (см. рис.) является одной из основных характеристик летательного аппарата. На этой зависимости можно выделить три характерных участка: 1 — ограничение по максимальной целевой нагрузке (в основном обусловлено прочностью конструкции); 2 — ограничение по взлётной массе; 3 — ограничение по массе топлива (ёмкость топливных баков).

*В. М. Бузулуков.*

**практический потолок** летательного аппарата — наибольшая высота, на которой при полёте с постоянной горизонтальной скоростью летательный аппарат располагает небольшим избытком тяги (мощности), достаточным для подъёма с некоторой *вертикальной скоростью*. Обычно за **П. п.** принимают такую высоту, на которой максимальная вертикальная скорость (для летательных аппаратов различного типа) составляет 0,5—5 м/с. В связи с тем, что сверхзвуковые самолёты легко могут превышать **П. п.**, используя диапазон *динамических высот*, это понятие для них становится условным (см. *Динамический потолок*). Однако **П. п.** остаётся важной характеристикой при сравнении летательных аппаратов различных типов и при контроле качества их серийного производства.

**Прандтль** (Prandtl) Людвиг (1875—1953) — немецкий учёный в области механики, один из основателей теоретической и экспериментальной аэрогидромеханики, создатель научной школы по прикладной аэро- и гидромеханике. Окончил Высшее политехническое училище в Мюнхене. С 1901 профессор Высшего технического училища в Ганновере. Директор Института гидро- и аэродинамики кайзера Вильгельма в Гёттингене (1925—47). Основные труды по аэро- и гидромеханике, теории упругости и пластичности, газовой динамике и динамической метеорологии.

Ввёл представление о пограничном слое, заложил основы теории отрывного течения, изучал вопросы теплообмена (см. *Прандтля число*). Создал полуэмпирическую теорию турбулентности, исследовал турбулентные течения в трубах и пограничном слое, переход ламинарного течения в турбулентное. Разработал приближённую теорию самолётного крыла конечного размаха для малых Маха чисел полёта, линеаризованную теорию обтекания тел дозвуковым потенциальным потоком невязкого совершенного газа (совместно с Г. Глауэртом; см. *Прандтля — Глауэрта теория*). Одним из первых занялся сверхзвуковой аэродинамикой (см. *Прандтля — Майера течение*). В 1907—1909 создал первую аэродинамическую трубу замкнутой схемы. *Портрет смотри на стр. 440.*

Соч. в русский пер.: Гидроаэромеханика, 2 изд., М., 1951.

**Л. Прандтль.**

**Прандтля число** (по имени *Л. Прандтля*) — безразмерный параметр  $Pr$ , равный произведению удельной теплоёмкости при постоянном давлении  $c_p$  на динамическую вязкость  $\{\{\mu\}\}$ , делённому на теплопроводность  $\{\{\lambda\}\}$ :  $Pr = c_p \{\{\mu\}\} / \{\{\lambda\}\}$ .

Характеризует отношение количества теплоты, выделяемой в данной точке потока вследствие вязкой диссипации, к количеству теплоты, отводимой от неё путём теплопроводности. **П. ч.** является важной теплофизической характеристикой среды при исследовании *аэродинамического нагревания* летательного аппарата. Для воздуха  $Pr \{\{\approx\}\} 0,7$ .

Аналогично определяется **П. ч.** для турбулентного течения с использованием значений турбулентных вязкости и теплопроводности.

**Прандтля — Глауэрта теория** — линеаризованная теория обтекания тел дозвуковым потенциальным потоком невязкого совершенного газа, первое приближение теории малых возмущений (предложена Л. Прандтлем и Г. Глауэртом в 1927—1930). В её основе лежит предположение о малости возмущений скорости, вносимых телом в однородный установившийся поток, по сравнению со скоростью  $V_{\infty}$  невозмущенного (на бесконечности) набегающего потока и разностью  $V_{\infty} - a_{\infty}$ , где  $a_{\infty}$  — скорость звука в невозмущенном потоке. Это предположение выполняется, если в любой точке угол наклона поверхности тела к направлению  $V_{\infty}$  является малой величиной. В первом приближении квадратами возмущений в уравнениях движения можно пренебречь, что приводит к их существенному упрощению. Потенциал возмущения скорости  $\{\phi\}_v$ , связанный с потенциалом скорости  $\{\phi\}$  соотношением  $\{\phi\}_v = \{\phi\} - V_{\infty} x$ , при заданном Маха числе  $M_{\infty}$  удовлетворяет уравнению Прандтля — Глауэрта:

$$(1 - M_{\infty}^2) \{\phi\}_{vxx} + \{\phi\}_{vyy} + \{\phi\}_{vzz} = 0$$

С помощью преобразования Прандтля — Глауэрта

$x = \xi$ ,  $y = \eta / (1 - M_{\infty}^2)^{1/2}$ ,  $z = \zeta / (1 - M_{\infty}^2)^{1/2}$  уравнение для  $\{\phi\}_v$  сводится к уравнению Лапласа, описывающему течение несжимаемой жидкости. Влияние сжимаемости интерпретируется растяжением физического пространства в поперечных направлениях в соответствии с преобразованием Прандтля — Глауэрта. С увеличением  $V_{\infty}$  создаваемые телом возмущения распространяются в боковом и вертикальном направлениях на большее расстояние, чем в продольном. В остальном поток сжимаемого газа подобен потоку несжимаемого. Соответствие между течениями сжимаемого и несжимаемого газов около заданного профиля устанавливается **правилом Прандтля — Глауэрта**: распределение коэффициента давления  $c_p$  при заданном значении  $M_{\infty}$  можно получить из соответствующего распределения  $c_{p0}$  в сходственных точках потока несжимаемого газа, обтекающего профиль с той же относительной толщиной, если ординаты этого распределения увеличить в  $1/(1 - M_{\infty}^2)^{1/2}$  раз, то есть  $c_p = c_{p0} / (1 - M_{\infty}^2)^{1/2}$ .

Аналогичными соотношениями связаны между собой *аэродинамические коэффициенты* подъёмной силы и момента для потоков сжимаемого и несжимаемого газов. В соответствующих точках таким образом преобразованного поля течения продольный компонент скорости увеличивается в  $1/(1 - M_{\infty}^2)^{1/2}$  раз, а вертикальный и боковой компоненты остаются неизменными. Распределения коэффициента давления в сходственных точках будут одинаковыми в том случае, когда в потоке сжимаемого газа профиль имеет в  $(1 - M_{\infty}^2)^{1/2}$  раз меньшую относительную толщину.

Правило Прандтля — Глауэрта позволяет только проводить перерасчёт рассматриваемых величин в потоке несжимаемого газа на их значения в дозвуковом потоке сжимаемого газа при заданном значении  $M_{\infty}$ ; задача об обтекании тела потоком несжимаемой жидкости должна решаться соответствующим методом (см. *Гидродинамика*). Для уточнения **П. — Г. т.** в областях, сильно возмущённых телом, разработаны методы высших приближений. При трансзвуковых скоростях потока линеаризация уравнений движения становится неприемлемой даже в случае малых возмущений (см. также *Линеаризованная теория течений*).

В. И. Васильченко.

**Прандтля — Майера течение** [по имени немецких учёных Л. Прандтля и Т. Майера (Th. Meyer)] — *плоскопараллельное течение* газа, возникающее при движении равномерного сверхзвукового потока вдоль параллельной ему твёрдой поверхности, которая плавно переходит в искривлённый участок с выпуклостью в сторону потока. **П. — М. т.** широко распространено как в чистом виде, так и в качестве отдельных фрагментов сложных *сверхзвуковых течений*. Вследствие того, что одно семейство характеристик начинается в равномерном потоке, характеристики другого семейства прямолинейны, а образом **П. — М. т.** в плоскости годографа является отрезок эпициклоиды (см. *Характеристик метод. Годографа метод*). Эти свойства иногда используются

для определения **П. — М. т.** По аналогии с одномерным *нестационарным течением П. — М. т.* также называют **простой волной**. При обтекании угла, большего  $180\{\{\circ\}\}$ , реализуется автомодельное течение газа: исходящие из угловой точки характеристики образуют веер (аналог так называемой центрированной волны).

В **П. — М. т.** газодинамические переменные сохраняют постоянные значения вдоль прямолинейных характеристик. Местное *Маха число* связано с углом их наклона уравнением эпиллоиды, остальные параметры выражаются через число Маха по формулам *изоэнтропического течения* расширения.

В отличие от непрерывного **П. — М. т.** расширения с расходящимся пучком прямолинейных характеристик, при сверхзвуковом обтекании стенки с вогнутостью в сторону потока происходит сжатие газа, характеристики образуют сходящийся пучок и на некотором расстоянии от стенки пересекаются, что свидетельствует о возникновении «висячего» скачка уплотнения.

Литературу смотри при статье *Аккерета формулы*.

*В. Н. Голубкин.*

**«Пратт энд Уитни»** (United Technologies Pratt and Whitney) — группа авиадвигателестроительных предприятий США. Основаны в 1925 под название «Пратт энд Уитни эркрафт» (Pratt and Whitney Aircraft), в 1934 вошла в состав концерна «Юнайтед эркрафт корпорейшен», переименованного в 1975 в «Юнайтед текнолоджис» (United Technologies Corp.). Кроме заводов в США, выпускающих двигатели для военной и гражданской авиации, имеется канадский филиал «Пратт энд Уитни Канада», производящий двигатели для летательных аппаратов авиации общего назначения и самолётов местных авиалиний. До конца 50-х гг. «**П. э. У.**» выпускала поршневые двигатели большой мощности с воздушным охлаждением, такие, как «Уосп», «Туин уосп», «Дабл уосп»; в годы Второй мировой войны половину (по общей мощности) двигателей военных самолётов США составляли поршневые двигатели «**П. э. У.**», а в первые послевоенные годы ими оснащались свыше  $\{\{\frac{3}{4}\}\}$  самолётов американских авиакомпаний. В 1948 началось лицензионное производство турбореактивных двигателей J42 на основе английской модели «Нин», в 1953 — производство турбореактивных двигателей J57 собственной конструкции, которые применялись на военных и гражданских самолётах, с 1945 — разработка турбовинтовых двигателей, в 1955 — создание жидкостных ракетных двигателей. В 1959 построен первый турбореактивный двухконтурный двигатель «**П. э. У.**» — JT3D, в 60-х гг. — турбореактивный двигатель с форсажной камерой J58 для самолётов, рассчитанных на *Маха число* полёта  $M\{\{\infty\}\} = 3$ . «**П. э. У.**» — поставщик газотурбинных двигателей для истребителей, штурмовиков, транспортных и пассажирских самолётов, в том числе широкофюзеляжных. К началу 1991 «**П. э. У.**» выпустила свыше 70 тысяч газотурбинных двигателей, в основном авиационных. К основным программам конца 80-х гг. относятся: производство турбореактивных двухконтурных двигателей JT8D, JT9D (см. рис.), JT15D, PW4000, PW2037, турбовинтовых двигателей и турбовальных газотурбинных двигателей PT6, PW100 и 200, турбореактивных двухконтурных двигателей с форсажной камерой TF30, F100, PW1120; разработка турбореактивного двухконтурного двигателя с форсажной камерой PW5000 с плоским соплом для американского истребителя ATF 90-х гг. Основные данные некоторых двигателей фирмы приведены в таблице.

Табл. — **Двигатели фирмы «Пратт энд Уитни»**

Основные данные	F100 (ТРДДФ)	PW2037 (ТРДД)	J58-4 (ТРДФ)	J52-P-408 (ТРД)	JT15D-4 (ТРДД)
Тяга, кН	101 — 112	164,5	151	49,8	11,1

Мощность, кВт	-	-	-	-	-
Масса, кг	1400	3260	2950	1050	250
Диаметр, м	0,925	2,13	1,27	0,965	0,685
Удельный расход топлива:					
на взлетном режиме					
кг/(Н*ч)	0,221	0,033	0,193	0,091	0,0572
г/(кВт*ч)	-	-	-	-	-
на крейсерском режиме					
кг/(Н*ч)	-	0,0575*	-	0,08	0,087
Расход воздуха, кг/с	102—106	541	145	65	34,5
Степень повышения давления	23—25	26,9	8	14,5	10,7
Температура газа перед турбиной, К	1678	1669	1270	-	-
Применение (летательные аппараты)	Истребители Макдоннелл-Дуглас F-15, Дженерал дайнемикс F-1-6	Пассажирский самолёт Боинг 757, военно-транспортный самолёт Макдоннелл-Дуглас C-17	Разведывательный самолёт Локхид SR-71	Штурмовики Макдоннелл-Дуглас A-4M, A-4F	Тренировочный самолёт SIAI-Маркетти S.211

\* Высота полёта  $H = 10700$  м, Маха число полёта  $M_{\infty} = 0,8$

Продолжение таблицы

Основные данные	JT9D-7R4-N1 (ТРДД)	PW4000 (ТРДД)	JT8D-217 (ТРДД)	PT6T-6 (ГТД)	PT6A-50 (ТВД)
Тяга, кН	249	262	84,6	-	-
Мощность, кВт	-	-	-	1380	870
Масса, кг	4020	4218	1860—2050	298	262
Диаметр, м	2,46	2,44	1,25	1,118	0,483
Удельный расход топлива:					
на взлётном режиме					
кг/(Н*ч)	0,0355	-	0,0508	-	-
г/(кВт*ч)	-	-	-	365	345
на крейсерском режиме					
кг/(Н*ч)	0,0626	0,0602*	0,078	-	-
расход воздуха, кг/с	770	767	-	-	3,9
Степень повышения давления	26,7	26,9	18,1	7,3	8,6—9,1
Температура газа перед турбиной, К	1708	1626	1380	-	1423

Применение (летательные аппараты)	Пассажирский самолёт Эрбас индастри А-300-600	Пассажирские самолёты Эрбас индастри А300 и А310-300, Боинг 747-400 и Боинг 767	Пассажирский самолёт Макдониелл-Дуглас DC-9	Вертолёты Белл 212, Сикорский S58Т	Пассажирский самолёт Де Хэвиллснд оф Канада ДНС-7
-----------------------------------	---	---	---	------------------------------------	---

**предельная линия тока** — линия тока вязкого течения на поверхности тела, касательная к которой в каждой точке поверхности тела совпадает с направлением вектора касательного напряжения трения в этой точке. Поэтому **П. л. т.** иногда называют **линией поверхностного трения**. В криволинейной ортогональной системе координат  $\{\xi\}$ ,  $\{\eta\}$ , связанной с обтекаемой поверхностью, уравнение **П. л. т.** имеет вид

$$\{\text{формула}\}$$

где  $h_1(\{\xi\}, \{\eta\})$ ,  $h_2(\{\xi\}, \{\eta\})$  — так называемый коэффициент Ламе,  $\{\tau_\xi\}$ ,  $\{\tau_\eta\}$  — касательные напряжения трения на поверхности, значения которых определяются в результате интегрирования уравнений, описывающих движение вязкой жидкости: *Навье — Стокса уравнений*, уравнения *пограничного слоя* и др. Экспериментально спектр **П. л. т.** (см. *Спектр потока*) на обтекаемой поверхности может быть определён, например, методом размываемых точек (см. *Визуализация течений*). Знание спектра **П. л. т.** даёт богатую информацию об особенностях течения вязкой жидкости или газа вблизи обтекаемой поверхности и в совокупности с другими методами исследования позволяет установить и понять картину обтекания рассматриваемого тела. Эта информация особенно ценна для тех областей течения, которые трудно поддаются расчёту, например, для областей отрыва и присоединения потока.

**предельные линии** в газовой динамике — особые линии (поверхности) в поле *изоэнтропического течения* идеального газа, на которых ускорение и градиент давления принимают бесконечно большие значения. Появление в потоке бесконечных ускорений физически невозможно и указывает на нарушение предположений, положенных в основу анализа течения, прежде всего условия его *изоэнтропичности*; вследствие этого происходит перестройка поля течения с образованием линий (поверхностей) сильного разрыва не совпадающих, естественно, с **П. л.** — *ударных волн*.

Наиболее подробно этот вопрос исследован для плоско-параллельного течения. Если от физической плоскости  $x, y$  перейти к плоскости годографа (см. *Годографа метод*), например, к плоскости переменных  $\{\lambda\}$ ,  $\{\theta\}$ , где  $\{\lambda\}$  — *приведённая скорость*,  $\{\theta\}$  — угол, образованный вектором скорости с осью  $x$ , то на **П. л.** это преобразование имеет особенность. Следовательно, на **П. л.** якобиан преобразования  $D(x, y)/D(\{\lambda\}, \{\theta\}) = 0$ , что эквивалентно условию  $D(\{\phi\}, \{\psi\})/D(\{\lambda\}, \{\theta\}) = 0$  в силу взаимно однозначного соответствия между плоскостями  $(x, y)$  и  $(\{\phi\}, \{\psi\})$ , где  $\{\phi\}$ ,  $\{\psi\}$  — безразмерные потенциал скорости и функция тока. Если воспользоваться уравнениями газовой динамики, то это условие приводит к уравнению

$$\{\text{формула}\}$$

Таким образом, **П. л.** могут возникать только в сверхзвуковой области поля течения при некотором *Маха числе*  $M \geq 1$ . **П. л.** ограничивают область, в которую течение нельзя продолжить *изоэнтропически*, эта область называется также **запретной областью**. Значение числа Маха  $M_L$ , при

котором появляется **П. л.**, зависит от формы тела. Если местное число Маха  $M < M_L$  то возможен плавный переход от дозвукового режима течения к сверхзвуковому, и наоборот. Это свойство используется, например, при проектировании *Лавалья сопел*.

*В. А. Башкин.*

**предкрылок** — профилированный, обычно отклоняющийся элемент *механизации крыла*, расположенный вдоль его передней кромки и предназначенный для улучшения аэродинамических характеристик летательного аппарата. **П.** используются на взлёте и посадке для увеличения *подъёмной силы* крыла и критического *угла атаки*, а также в полёте для улучшения маневренных характеристик летательного аппарата. **П.** могут быть установлены по всему размаху крыла или по его части (в этом случае обычно в концевых сечениях).

Внешний контур **П.** выполняется по форме контура передней части крыла, и в убранном состоянии **П.** «вписывается» в исходный *профиль крыла*. При этом задняя часть **П.** выполняется с повышенной точностью, так как она формирует существенно влияющий на эффективность **П.** профиль щели между **П.** и крылом. Через щель струя воздуха поступает на верхнюю поверхность крыла, за счёт чего на ней увеличивается зона безотрывного обтекания. По конструкции **П.** сходны с другими элементами механизации крыла, но часто выполняются без лонжеронов (рис. 1) из-за малой площади поперечного сечения и большой кривизны лобовой обшивки, что придаёт **П.** достаточную жёсткость. По способу отклонения различают скользящие и выдвигающиеся **П.** (рис. 2). Выдвижение **П.** производится с помощью качалок или по направляющим (рис. 3). Отклонение **П.** может производиться автоматически (под действием аэродинамических сил при достижении определенного угла атаки) или по команде с помощью гидро-, пневмо- или электроприводов.

Отклонение **П.** приводит к увеличению *кривизны профиля*, уменьшению угла атаки за счёт скоса потока и в результате к значительному смещению вниз по потоку точки отрыва пограничного слоя на верхней поверхности крыла, что, в свою очередь, существенно увеличивает критический угол атаки. При выдвижении **П.** одновременно увеличивается суммарная площадь крыла и, следовательно, его полная подъёмная сила (сумма подъёмной силы собственно **П.** и подъёмной силы крыла при безотрывном обтекании). Приращение  $\{\Delta\}c_y$  *аэродинамического коэффициента* подъёмной силы  $c_y$  за счёт применения **П.** по всему размаху крыла может достигать 0,5 для прямого и 1,2 для стреловидного крыла с большим *удлинением* ( $\{\lambda\} \geq 5$ ). **П.**, расположенные по части размаха крыла в его концевых сечениях, дают незначительное увеличение максимального значения  $c_y$ , но существенно повышают *эффективность органов управления* поперечным движением (элеронов) и улучшают *продольную устойчивость летательного аппарата* на больших углах атаки. На крыльях малого и умеренного удлинения ( $\{\lambda\} \leq 4$ ) чаще используются отклоняемые одно- или двухсекционные носки. На стреловидных крыльях, кроме того, часто применяются пластинчатые **П.** (*Крюгера щитки*). Поскольку эффективность щитков Крюгера ниже эффек-

Продолжение таблицы

Основные данные	JT9D-7R4-N1 (ТУРБОРЕА КТИВН ДВИГАТД)	PW4000 (ТУРБОРЕА КТИВН ДВИГАТД)	JT8D-217 (ТУРБОРЕА КТИВН ДВИГАТД)	PT6T-6 (газотурбинн двигател)	PT6A-50 (ТУРБОВИН ТОВОЙ ДВИГАТ)
Тяга, кН. .	249	262	84,6	—	—
Мощность, кВт			—	1380	870

Масса, кг .	4020	4218	1860-2050	298	262
Диаметр, м . .	2,46	2,44	1,25	1,118	0,483-
'Дельный расход топлива: на взлётном режиме, «/(Н-ч) .....	0,0355		0,0608		
г/(кВт.ч) . .		—	—	365	345
на крейсерском режиме, р кг/(Н.ч) .....	0,0626	0,0602*	0,078	—	
расход воздуха, кг/с .....	770	767	—		3,9
^епень повышения давления . . 'емпература газа перед турбиной,	26,7 17G8	26,9 1626	18,1 1380	7,3	8,6-9,1 1423
ПрРа"ые,"еНИЕ < летате-чньные аппа-	Пассажирски й самолёт	Пассажирски е самолё-	Пассажирски й самолёт	Вертолёты Белл 212,	Пассажирски й самолёт
	Эрбас индастри А-300-600	ты Эрбас индастри А300иАЗЮ-300, Боинг 747-400 и Боинг 767	0С-9	Сикорский SSSt	нада DHC-7

тивности **П.**, их часто используют совместно с **П.** Особенно эффективно использование **П.** совместно с *закрылками*, и на многих летательных аппаратах **П.** и закрылки отклоняются синхронно.

Первые самолёты с механизацией передней кромки крыла были построены в конце 10-х—начале 20-х гг. В СССР экспериментальные исследования **П.** впервые были проведены на самолётах И-4бис и Р-5 в 1930—1931, но до 1940 на советских самолётах **П.** практически не применялись. Широкое распространение они получили в период Великой Отечественной войны (самолёты МиГ-3, Ла-5, Ла-7) и после неё (Як-12, Ан-2 и другие) в связи с использованием в конструкции самолётов тонких крыльев и острых передних кромок крыла, а также вследствие широкого применения закрылков.

*И. Н. Сурков, Г. А. Юдин.*

Рис. 1. Конструкция предкрылка: 1 — стрингер; 2 — обшивка; 3 — диафрагмы (носки нервюр).

Рис. 2. Предкрылки: а — скользящий; б — выдвижной; 1 — предкрылок; 2 — консоль крыла.

Рис. 3. Способы выдвижения предкрылков: а — на качалках; б — по направляющим.

**предполётная подготовка** — один из видов подготовки к полётам летательного аппарата и экипажа. **П. п.** летательного аппарата включает выполнение работ по его техническому обслуживанию, предусмотренных Регламентом технического обслуживания на каждый тип летательного аппарата. **П. п.** проводится непосредственно перед полётом и включает предполётный осмотр летательного аппарата, ввод исходных данных (программ) в навигационную и специальную системы, проверку соответствия заправки и зарядки систем летательного аппарата заданию на полёт и в случае необходимости дозаправку (дозарядку), проверку готовности летательного аппарата к полёту согласно заданию и другие работы. После выполнения **П. п.** техник летательного аппарата и специалисты заполняют журнал подготовки летательного аппарата к полёту. По прибытии лётного состава техник летательного аппарата докладывает командиру летательного аппарата о готовности к полёту, о количестве заправленного топлива и снаряжения летательного аппарата согласно заданию на полёт. Экипаж проверяет готовность летательного аппарата в объёме требований инструкции экипажу и согласно заданию на полёт и производит приём летательного аппарата. Командир экипажа расписывается в контрольном листе о приёме летательного аппарата.

**П. п.** экипажа организуется и проводится командиром летательного аппарата перед каждым полётом не позже чем за 1 ч до намеченного времени вылета и включает: изучение информации об аэронавигационной обстановке по маршруту полёта, состоянию и оборудовании аэродромов вылета, посадки и запасных аэродромов, о средствах радионавигационного, радиосвязного и светотехнического обеспечения полёта; изучение метеорологической обстановки по маршруту полёта, на аэродромах вылета, посадки и запасных аэродромах; проведение необходимых расчётов, в том числе штурманского расчёта, расчёта максимально допустимой взлётной массы летательного аппарата, длины сбалансированной взлётной дистанции и т. п.; получение необходимой полётной документации; приёмку летательного аппарата от инженерно-технической службы или от сменяемого экипажа, проверку наличия технической документации и контроль устранения неисправностей; получение диспетчерского разрешения на вылет; другие работы, предусмотренные соответствующими Руководствами по лётной эксплуатации летательных аппаратов. После выполнения предписанных правилами **П. п.** операций каждый член экипажа докладывает командиру летательного аппарата о готовности к полёту.

*В. А. Горячев, А. Д. Филиппов.*

**преобразуемый аппарат** — винтокрылый летательный аппарат, несущая система которого в зависимости от режима полёта изменяет свои функции или способ создания подъёмной силы. Например, на **П. а.** с поворотными в продольной плоскости винтами на концах крыла винты из несущих на вертолётных режимах (вертикальный взлёт, разгон, торможение, вертикальная посадка) после их поворота становятся тянущими воздушными винтами на режимах полёта по-самолётному. Исследовалась схема одновинтового **П. а.**, у которого после вертикального взлёта и разгона по-вертолётному несущий винт останавливается и превращается в самолётное крыло.

Могут быть и другие конструктивные компоновки, например, со складыванием лопастей остановленного винта (или винтов) назад по потоку.

Силовая установка **П. а.** в зависимости от его компоновки и типа движителя может быть такой же, как у вертолѐта (турбовинтовой двигатель), комбинированной (турбовинтовой двигатель и турбореактивный двигатель), преобразуемой (турбовинтовой двигатель в турбореактивный двигатель, и наоборот, полностью или частично, в зависимости от режима полѐта). Наиболее близка к широкому практическому использованию компоновка **П. а.** с двумя поворотными несущими винтами на концах крыла.

По сравнению с вертолѐтом **П. а.** имеет большую скорость и дальность полѐта, но меньшую *весовую отдачу*. В зависимости от нагрузки на несущий винт **П. а.** делятся на аппараты с тяжело нагруженными (иногда их причисляют к самолѐтам вертикального взлѐта и посадки) и легко нагруженными винтами (называемыми также преобразуемыми вертолѐтами или вертолѐтами-самолѐтами). Винт **П. а.** должен работать на двух различных режимах — на вертолѐтном и самолѐтном. На вертолѐтном режиме необходим винт большого диаметра с небольшими круткой лопастей и *нагрузкой на ометаемую поверхность*, а на самолѐтном — винт меньшего диаметра с большими круткой и нагрузкой. Так как получить винт, хорошо работающий на обоих режимах, не представляется возможным, выбираются компромиссные параметры винта в соответствии с предполагаемыми условиями эксплуатации и назначением **П. а.** Окружные скорости, необходимые для получения максимального КПД винта на обоих режимах, различны. Поэтому при переходе с одного режима на другой приходится существенно изменять обороты двигателя. Двигатели могут быть установлены как в фюзеляже, так и на концах крыльев и поворачиваться вместе с винтами. Крыло **П. а.** — обычного самолѐтного типа с проходящим через него синхронизирующим валом. Для того чтобы избежать задевания лопасти за крыло (на самолѐтном режиме), оно может быть установлено с обратной стреловидностью.

Построенные и летавшие в 60-е гг. **П. а.** XC-142А (США) и CL-84 (Канада) имели тяжело нагруженные винты самолѐтного типа. Чтобы избежать значительных потерь тяги при обдувке крыла потоком от винтов на режиме висения, крыло на **П. а.** этого типа делают поворачивающимся вместе с винтами. Такая схема создаѐт проблемы в области аэродинамики на вертикальных и переходных режимах. Для продольного и путевого управления на переходных режимах в хвостовой части устанавливаются устройства, создающие тягу (рулевые винты, реактивные сопла). Кроме того, используется отклонение аэродинамических поверхностей, расположенных в потоке от винтов. Поперечное управление осуществляется дифференциальным изменением тяги винтов. Большая нагрузка на винт у **П. а.** этого типа не позволяет совершать посадку на режиме авторотации, а также на неподготовленные площадки. **П. а.** с тяжело нагруженными винтами могут совершать взлѐт (посадку) и по-самолѐтному. При этом они перевозят значительно большую нагрузку. На самолѐтных режимах управление **П. а.** обоих типов производится обычными аэродинамическими рулями.

**П. а.** с легко нагруженными винтами — XV-3, XV-15 фирмы «Белл» (США, 1954—1975) имеют винты вертолѐтного типа с циклическим управлением лопастей. В связи с тем, что потеря тяги винтов от обдувки крыла у легко нагруженных винтов значительно меньше, чем у тяжело нагруженных (вследствие меньшей относительной площади обдувки), на эти **П. а.** устанавливаются неподвижные крылья. Для уменьшения при взлѐте эффекта обдувки крыла устанавливаются отклоняемые вниз *закрылки*, *элероны* и носок крыла. Управление **П. а.** на вертолѐтных режимах полностью соответствует управлению вертолѐтом поперечной схемы.

В конце XIX в. стали появляться первые патенты и проекты **П. а.**, получивших в конце 1930-х гг. за рубежом название «конвертопланы». Первыми были предложены **П. а.** с поворотными винтами. В начале 20-х гг. появились проекты **П. а.** с поворотным крылом. В 30-е гг. была предложена схема **П. а.** с останавливаемым в полѐте несущим винтом, который превращался в крыло. В 50—70-е гг. построен ряд экспериментальных **П. а.** с поворотными винтами (например, Белл XV-15, см. рис. в

таблице XXXVII) и поворотными крыльями, а в 80-х гг. начались работы по созданию **П. а.** практического назначения (по схеме с поворотными винтами) — V-22 фирмы «Белл» (США) — опытная серия (см. рис. в статье «Белл»).

Лит.: Курочкин Ф. П., Проектирование и конструирование самолетов с вертикальным взлетом и посадкой, 2 изд., М., 1977; Тараненко В. Т., Динамика самолета с вертикальными взлетом и посадкой, М., 1978.

О. П. Бахов.

**прерванный взлет** — взлёт, прекращённый в процессе разбега самолета, причиной **П. в.** может быть отказ какой-либо системы, затрудняющий выполнение полёта, или отказ двигателя многодвигательного самолёта, обнаруженный на скорости, которая меньше *скорости принятия решения*. Торможение самолёта при **П. в.** выполняется с применением всех средств гашения скорости (торможение колёс шасси, реверсирование тяги двигателя, выпуск *интерцепторов* и т. п.) до полной остановки самолёта.

**претензии и иски при воздушных перевозках** — см. в статье *Ответственность имущественная*.

**приборная доска** — элемент конструкции рабочего места члена экипажа; служит для размещения в соответствии с определенными правилами или требованиями средств *системы отображения информации* и управления, используемых членом экипажа. По назначению различают **П. д.** летчика, штурмана, бортинженера и т. п. Они могут быть амортизированными или неамортизированными, каркасными или панельными, однопанельными (сплошными) или многопанельными, плоскими или изогнутыми, наклонными или вертикальными, откидными или неподвижными.

Основные элементы конструкции **П. д.** — панель (панели), каркас, амортизаторы и крепёжные детали. Для установки индикаторов в **П. д.** делаются вырезы. Расстояние между вырезами для соседних индикаторов по линии, соединяющей их центры, должно быть не менее 5 мм. **П. д.** изготавливаются из листового дуралюмина толщиной 3—5 мм и окрашиваются в чёрный или серый цвет или цвет интерьера кабины. **П. д.** устанавливаются на расстоянии 600—900 мм от глаз члена экипажа и таким образом, чтобы направление взгляда по отношению к плоскости **П. д.** было как можно ближе к перпендикуляру. Недостаточный наклон («разворот») **П. д.** приводит к погрешностям параллакса при отсчёте показаний индикаторов и к «колодезному» эффекту (затенению шкалы индикатора корпусом). Компоновка **П. д.** лётчиков самолётов и вертолётов регламентируется стандартами. В наилучших по обзору зонах **П. д.** устанавливают наиболее важные и часто используемые индикаторы. Не рекомендуется установка индикаторов и сигнализаторов в зоне **П. д.**, затеняемой ручкой управления или штурвалом.

На **П. д.** самолётов 30-х гг. было от 5 до 10 приборов. В период Второй мировой войны на истребителях устанавливалось до 20 индикаторов. В 60—70-е гг. число индикаторов и сигнализаторов возросло до 50, а к началу 80-х гг. на некоторых самолётах до 150. Число приборов на **П. д.** сокращается при использовании *экраных индикаторов*.

См. рис. к статье *Кабина экипажа*.

М. И. Юровицкий.

**приборная скорость** — скорость летательного аппарата, которую показывает в полёте бортовой прибор-указатель, если принцип его работы основан на измерении разности давлений в динамической и статической камерах приёмника воздушных давлений (приёмник воздушного давления). Реальная система приёмник воздушного давления, в отличие от «идеальной», не индицирует непосредственно значение индикаторной земной скорости  $V\{a\}$  (см. *Индикаторная скорость*) вследствие неидеальности приёмника давлений, нахождения его в возмущённом летательным аппаратом воздушном потоке, инерционности воздухопроводов, связывающих

приёмник воздушного давления с указателем, и неиндивидуальной градуировки шкалы указателя. Для определения  $V_{ia}$  в индицируемую указателем скорость  $V_{ук}$  необходимо ввести поправки:  $\delta V_a$  — аэродинамическую, учитывающую погрешности, вносимые как летательным аппаратом, так и самим приёмником воздушного давления в измерения полного и статического давлений, она определяется в ходе лётно-конструкторских (заводских) испытаний каждого нового летательного аппарата:  $\delta V_{зап}$  — на запаздывание передачи давления по воздухопроводу из статической (а иногда и динамической) камеры приёмника воздушного давления в корпус прибора-указателя;  $\delta V_{инстр}$  — инструментальную, учитывающую то, что градуировка шкал указателей скорости при массовом их производстве осуществляется по осреднённым для всей партии характеристикам манометрических и анероидных коробок. Расчёт индикаторной земной скорости  $V_{iz}$ , индикаторной скорости  $V_i$  и воздушной скорости  $V$  осуществляется по формулам:  $V_{13} = V_{пр} + \delta V_a + \delta V_{зап}$ ;  $V_1 = V_{13} + \delta V_{сж}$ ;  $V = V_1 / \Delta^{1/2}$ , где  $V_{пр} = V_{ук} + \delta V_{инстр}$  — скорость летательного аппарата, регистрируемая бортовой системой измерений;  $\delta V_{сж} = V_i - V_{iz}$  — поправка на сжимаемость воздуха;

$$\Delta = Q_H / Q_c = P_H T_c / p_c T_H$$

— относительная плотность воздуха на высоте полета;  $Q_H, p_H, T_H$  — плотность, атмосферное давление и температура воздуха на высоте полёта;  $Q_c, p_c, T_c$  — то же на нулевой высоте в стандартных земных условиях (см. *Международная стандартная атмосфера*).

*И. М. Пашковский.*

**приведённая скорость течения** — безразмерная величина  $\lambda$ , равная отношению скорости газа  $V$  к критической скорости течения  $a^*$ :  $\lambda = V/a^*$ . Используется при анализе движения идеального совершенного газа. Для адиабатического течения  $\Pi.с.$  изменяется на конечном интервале  $0 \leq \lambda \leq \lambda_{max} = [( \gamma + 1 ) / ( \gamma - 1 )]^{1/2}$ , где  $\gamma$  — показатель адиабаты, и связана с местным Маха числом  $M$  и максимальной скоростью  $V_{max}$  формулами

$$\lambda = V / a^* = M \sqrt{\frac{\gamma + 1}{\gamma - 1}}$$

получаемыми на основе *Бернулли уравнения*. Величины  $\lambda$  и  $M$  одновременно принимают значение, равное 1, поэтому для дозвуковых течений  $\lambda < 1$ , а для сверхзвуковых  $\lambda > 1$ .

**приведённые параметры двигателя** — параметры газотурбинного двигателя, приведённые к стандартным атмосферным условиям с использованием формул приведения. При испытаниях авиационных газотурбинных двигателей значения параметров внешней среды (давление, температура и влажность) отличаются от их стандартных значений, соответствующих заданным условиям полёта (высота  $H$  и Маха число полёта  $M_{\infty}$ ). Поэтому полученные в этих испытаниях значения основных параметров двигателя приводятся к стандартным атмосферным условиям. На земле им соответствуют температура воздуха  $\theta_0 = 288,16$  К, давление  $p_0 = 101325$  Па, влажность  $d_0 = 0$ . Сравнение параметров газотурбинных двигателей, определённых в атмосферных условиях, отличных от стандартных, производится с использованием формул приведения, которые имеют следующий вид: приведённая частота вращения

$$n_{пр} = n \sqrt{\theta_0 / \theta}$$

приведённая тяга (мощность)

$$P_{пр} = P \sqrt{\theta_0 / \theta}$$

где  $p_{вх}^*$  и  $T_{вх}^*$  — полное давление и температура воздушного потока перед компрессором двигателя;

приведённый расход топлива

$$G_{пр} = G \sqrt{\theta_0 / \theta}$$

приведённый расход воздуха

{{формула}}

приведённый удельный расход топлива

{{формула}}

приведённая температура рабочего тела в  $j$ -м сечении проточной части двигателя

{{формула}}

приведённое давление рабочего тела в  $i$ -м сечении проточной части

{{формула}}

Формулы приведения параметров газотурбинных двигателей к стандартным условиям широко применяются в практике стендовых испытаний двигателей, а также при анализе результатов лётных испытаний. Они получены на основе безразмерных соотношений, определяющих необходимые и достаточные условия подобия в газотурбинных двигателях (исключая процессы в камерах сгорания) в предположении, что возможное влияние изменения атмосферных условий на геометрические характеристики проточной части, на свойства рабочего тела и *Рейнольдса числа*  $Re$  в элементах двигателя не сопровождается заметным отличием характеристик элементов в условиях испытаний и при стандартных атмосферных условиях.

Практика испытаний авиационных двигателей показала, что допущения, принятые при выводе формул приведения, недостаточно обоснованы и в ряде случаев приводят к значительным погрешностям. В результате многочисленных исследований влияния изменения атмосферных условий (температуры, влажности атмосферного воздуха), числа  $Re$  на характеристики газотурбинных двигателей обычные формулы приведения основных параметров двигателя к стандартным атмосферным условиям были уточнены с помощью коэффициентов. Уточняющие коэффициенты к формулам приведения определяются расчётным, экспериментальным и статистическим методами.

*В. О. Боровик, Б. Ш. Ланда.*

**привязной аэростат** — *аэростат*, поднимающийся на удерживающем его привязном тросе, нижний конец которого закреплён на лебёдке. **П. а.** применяются для подъёма с экипажем и без экипажа. **П. а.** с экипажем, поднимаемые на высоту до 2 км при скорости ветра до 23—25 м/с, применялись для наблюдения за полем боя, обнаружения целей, корректировки огня, обучения и тренировки парашютистов и как обзорные вышки. **П. а.** без экипажа используются для исследовательских целей, в качестве средств связи, для защиты от налётов авиации (аэростаты заграждения) и других целей. Подъёмы **П. а.** для исследовательских целей и как средств связи обычно проводятся на высоте до 2—5 км при скоростях ветра до 35—40 м/с. Для подъёма выше 5 км применяются системы из двух или трёх последовательно соединяемых аэростатов (системы тандем и триплет), что позволяет достигать высоты 8—10 км при скоростях ветра до 22—23 м/с. Объём **П. а.** — от нескольких м<sup>3</sup> до 12 тысяч м<sup>3</sup>.

Изменяя длину троса при помощи лебёдки, можно регулировать высоту подъёма **П. а.**, а также перемещать его в горизонтальной плоскости. Для закрепления **П. а.** на земле оборудуется площадка и применяются специальные устройства. **П. а.** включает наполненный *подъёмным газом* (водородом, гелием) обтекаемый корпус (оболочку), кормовое оперение, обеспечивающее устойчивость и аэродинамическую подъёмную силу (змейковый эффект), устройства крепления к корпусу gondoly с экипажем или специальной аппаратуры и устройства крепления корпуса к привязному тросу. Неизменность формы и жёсткость корпуса **П. а.** обеспечиваются путём наполнения воздухом баллонета, расположенного в нижней части оболочки, либо посредством системы из резиновых стяжек. Баллонет и пневматические стабилизаторы наполняются встречным

воздушн потоком (через улавливатели) или при помощи вентиляторов, работающих от бортовой энергосистемы.

Привязной трос изготавливается из высокопрочных стальных проволок или синтетических нитей. При использовании **П. а.** в качестве антенн трос имеет наружную медную оплётку. Для телефонной связи и электропитания бортовых систем применяют привязные кабель-тросы с токопроводящей центральной жилой.

Лебёдки, используемые для подъёма **П. а.**, могут устанавливаться на автомобилях, судах и специальных стационарных устройствах. Для **П. а.** с объёмом до 100 м<sup>3</sup> применяют лебёдки с ручным или моторным приводом, а при больших объёмах — только с приводом от специальных двигателей или двигателей автомобилей.

С конца 60-х гг. во Франции и США разрабатываются стратосферные **П. а.** для подъёма на высоту 13 км и более с научной аппаратурой. Для этих **П. а.** применяются оболочки так называемой оптимальной (естественной) формы, используемые для автоматических аэростатов (см. *Свободный аэростат*), изготавливаемые из плёночных каркасированных материалов. Подъём проводится на тросах из стеклонитей со специальным защитным покрытием, из нитей нейлона и других материалов. В 1971 французский стратосферный **П. а.** был поднят на высоту 18 км с полезным грузом массой 60 кг и находился на этой высоте 6 ч. Подъём таких **П. а.** проводится при особо благоприятных атмосферных условиях.

См. рис. к статье *Аэростат*.

*Р. В. Пятыев.*

**приёмистость двигателя** — процесс быстрого увеличения тяги (мощности) двигателя путём повышения расхода топлива при резком перемещении рычага управления, оцениваемый временем от начала перемещения рычага управления до момента достижения тяги (мощности), равной 95% её значения на конечном режиме. Исходными режимами при **П. д.** обычно являются режимы земного и полётного малого газа, конечными — максимальный бесфорсажный режим и режим полного форсирования, а также режимы, специфичные для двигателя конкретного летательного аппарата (см. также *Режим работы двигателя*). В соответствии с *Нормами лётной годности самолётов гражданской авиации* время **П. д.** от малого газа до максимального (взлётного) режима в стандартных атмосферных условиях на уровне моря должно быть не более 5 с. Это время назначается из условия обеспечения безопасного ухода летательного аппарата на второй круг при неудавшейся посадке. Определённые требования предъявляются к линейности изменения тяги (мощности) и т. п. Изменение времени **П. д.** по высоте, скорости полёта и температуре атмосферного воздуха существенно зависит от динамических свойств двигателя, программы регулирования подачи топлива, изменения положения регулирующих устройств в элементах двигателя. Для программ регулирования двигателя, подчинённых законам подобия, характерно увеличение времени **П. д.** при возрастании высоты, уменьшении скорости полёта и повышении температуры атмосферного воздуха.

На практике под **П. д.** нередко понимают способность двигателя быстро изменять свой режим работы.

*Лит.:* [Сосунов В. А.](#), [Литвинов Ю. А.](#), Неустановившиеся режимы работы авиационных газотурбинных двигателей, М., 1975.

*Ю. А. Литвинов.*

**приёмник воздушных давлений** (ПВД) — *приёмник давлений*, устанавливаемый на наружной поверхности летательного аппарата и служащий для восприятия полного и статического давлений, используемых для измерения скорости и высоты полёта летательного аппарата. Представляет собой цилиндр (диаметр 20—25 мм, длина около 300 мм; ось направлена вдоль потока) с

оживальной головной частью, на прямом срезе которой расположено отверстие, воспринимающее полное давление набегающего потока. На расстоянии 160—250 мм от среза размещается приёмник статического давления в виде системы отверстий, расположенных группами сверху и снизу на боковой поверхности приёмник воздушного давления и объединённых кольцевой осреднительной камерой (для уменьшения чувствительности приёмника к изменению ориентации ПВД по отношению к набегающему потоку). Для передачи давлений к чувствительным элементам служат специальные трубопроводы.

**приёмники давлений**, **насадки аэродинамические**, — устройства для восприятия давлений (в том числе полного и статического) газового потока, передачи их к измерительным преобразователям для измерения значений и определения по ним скорости (*Маха числа*) потока относительно летательного аппарата (его модели). Многообразные **П. д.** отличаются геометрическими, конструктивными и функциональными признаками. Простейшими из них являются *Пито трубка*, отверстия в стенке (дренажные отверстия) и другие. На летательных аппаратах для измерения скорости и высоты полёта широко используются *приёмники воздушных давлений*. Особый класс составляют **П. д.**, используемые в аэродинамическом эксперименте. Наиболее типичными из них являются шеститочечный (полусферический) приёмник Центрального аэрогидродинамического института для измерений в дозвуковом потоке и конический — в сверхзвуковом (см. рис.). По разности давлений в точках 1, 3 и 4, 5 судят о значениях углов, образуемых вектором скорости потока с осью приёмника. Таким же образом определяется направление скорости сверхзвукового потока коническим приёмником. При этом скорость (число Маха) определяется по отношению средней давления в точках 1, 3, 4 и 5 к полному давлению за прямым скачком уплотнения.

*Лит.:* Петунин А. Н., Методы и техника измерений параметров газового потока, М., 1972.

**Приёмники давлений:** а—для измерений на дозвуковых скоростях; б — для измерений на сверхзвуковых скоростях.

**приземление** — см. в статье *Посадка*.

**присоединённая масса** — величина с размерностью массы, которая прибавляется к массе тела, неравномерно движущегося в жидкости (газе), для учёта воздействия жидкости на это тело. Если тело движется поступательно в *идеальной жидкости* с переменной скоростью  $V(t)$ , то, несмотря на отсутствие трения, на него действует сила *сопротивления аэродинамического*  $X$ . Причина её появления состоит в том, что тело вовлекает в движение окружающую жидкость и сообщает ей некоторую кинетическую энергию  $T$ ; например, для сферы радиуса  $a$ :  $T = \frac{1}{2} \lambda V^2$ , где  $\lambda = \frac{2}{3} \pi \rho a^3$ ,  $\rho$  — плотность жидкости. Приращение кинетической энергии жидкости происходит за счёт работы тела против силы сопротивления, следовательно,  $X = (1/V)dT/dt = -\lambda dV/dt$ . Для сферы массы  $m$ , движущейся под действием силы  $F$ , второй закон механики принимает вид  $(m + \lambda)dV/dt = F$ . Таким образом, величина  $\lambda$  характеризует как бы дополнительную инерционность сферы при её движении в жидкости; поэтому  $\lambda$  и называют **П. м.**

Аналогичным образом можно вычислить **П. м.** и в общем случае произвольного тела, но в этом случае она будет тензорной величиной, характеризующей кажущееся увеличение массы, моментов инерции, статических и центробежных моментов тела в жидкости по сравнению с их значениями в вакууме. По порядку величины **П. м.** равна массе жидкости (газа) в объёме тела, и при движении самолёта или ракеты в воздухе она мала по сравнению с их массой, и её можно не учитывать. Но в ряде случаев, например, при полёте дирижабля или движении крыла под водой с переменной скоростью, ударе о воду и др., **П. м.** имеет существенное значение. В связи с этим разработаны и используются экспериментальные методы определения **П. м.**

*Лит.:* Лэмб Г., Гидродинамика, пер. с англ., М.—Л., 1947; Седов Л. И., Плоские задачи гидродинамики и аэродинамики, 3 изд., М., 1980; Лойцянский Л. Г., Механика жидкости и газа, 6 изд., М., 1987.

В. Н. Голубкин.

**прицел авиационный** — устройство для прицеливания при стрельбе из авиационного пулемётно-пушечного оружия, при пуске неуправляемых ракет, при бомбометании. Основные блоки **П.** — визирное устройство, вычислитель, блок связи с пилотажными датчиками, пульт ввода данных и управления, прицельный индикатор. При совмещении визира и прицельного индикатора в некоторых конструкциях **П.** прицельные данные отображаются в поле зрения визира.

Визирное устройство определяет координаты цели относительно положения летательного аппарата и выдаёт эти данные в вычислитель. В вычислитель вводятся также данные датчиков параметров полёта — высоты, скорости, углов наклона траектории, атаки и *скольжения* и т. п. Вручную с помощью пульта ввода данных вводятся баллистические характеристики оружия. Вычислитель вырабатывает угловые поправки стрельбы — углы упреждения, которые отображаются на прицельном индикаторе или выдаются на автопилот. Задачей лётчика или автопилота является такое управление летательным аппаратом, при котором направление вектора его скорости совпадает с вычисленным направлением стрельбы относительно цели.

В период Великой Отечественной войны и в послевоенные годы в СССР были созданы серии **П.** с различной степенью автоматизации решения прицельных задач, в том числе ОПБ — оптический **П.** бомбометания и АСП — авиационные стрелковые **П.** Внедрение **П.** на боевых летательных аппаратах существенно повысило точность и боевую эффективность применения авиационного оружия по сравнению с точностью и эффективностью, которые обеспечивались простейшими механическими и оптическими коллиматорными прицельными устройствами довоенного периода. С появлением в авиации вычислительной техники **П.** стали заменяться *прицельно-навигационными системами*.

А. Г. Зайцев.

**прицельно-навигационная система** — система, предназначенная для комплексного решения задач навигации и применения оружия. Решение двух задач в одной системе вызвано общностью математического аппарата, сложным взаимодействием алгоритмов и использованием одних и тех же датчиков информации. Данные о положении летательного аппарата в пространстве, о векторах скорости и ускорения, об угловых положениях используются при решении задач применения оружия в баллистических алгоритмах, алгоритмах прицеливания, наведения летательного аппарата в точку пуска оружия, управления визирным устройством (*визиром*). Данные визирного устройства об относительных координатах наземных ориентиров используются для коррекции навигационных данных на маршруте полёта.

В состав **П.-н. с.** входят (см. рис.) визирные устройства 1, индикаторы 2—4, отображающие соответственно прицельно-пилотажную, обзорную и навигационную информацию, пульта 5 ввода предполетной оперативной информации, вычислительная система 6, объединяющая все устройства в единую систему, навигационные датчики — инерциальная навигационная система 9, система 10 воздушных сигналов, радиовысотомер 11 и другие датчики, блок 12 целеуказания.

Визирные устройства обеспечивают обзор воздушного или наземного пространства, обнаружение и распознавание цели, сопровождение одной или нескольких целей по углам и дальности, подсвет цели или наведение управляемого оружия. Информация от визирных устройств поступает на вычислительную систему, на систему индикации и в виде сигналов целеуказания в бортовую систему оружия. Индикаторы объединяются в систему отображения информации. На прицельно-пилотажном индикаторе, имеющем полупрозрачное стекло, отображаются данные о цели (дальность, скорость сближения), условия прицеливания (подвижные метки, разрешённая дальность пуска), пилотажно-навигационные данные (высота, скорость, курс летательного аппарата). Прицеливание осуществляется путём совмещения подвижной прицельной метки с целью, наблюдаемой через полупрозрачное стекло и фонарь кабины. Обзорная информация (радиолокационная, телевизионная, тепловизионная) отображается на обзорно-прицельном

индикаторе, на который могут быть выведены пилотажно-навигационные и прицельные данные. Навигационный индикатор отображает карту местности, положение летательного аппарата над местностью, направление полёта, взаимное расположение летательных аппаратов в группе, размещение зон противовоздушной обороны противника. Навигационные датчики определяют положение летательного аппарата в пространстве, значения и направление скорости и ускорения, угловое положение осей летательного аппарата. На самолётах-истребителях, особенно перехватчиках, при выполнении боевой задачи наличие навигационной информации (в частности, карты местности) несущественно, и устройства её отображения из **П.-н. с.** исключают, а такие «упрощённые» **П.-н. с.** называют **обзорно-прицельными системами**.

Центральным элементом **П.-н. с.** является вычислительная система, которая управляет режимами работы всех устройств (общий диспетчер), ведёт обмен информацией с датчиками, пультами и системами индикации, осуществляет комплексную обработку информации от различных датчиков, формирует данные для системы индикации, вычисляет прицельные и навигационные данные, зоны применения оружия и сигналы программного управления визирными устройствами, вырабатывает сигналы целеуказания оружию, команды управления траекторией летательного аппарата в соответствии с принятыми законами наведения и команды сброса оружия, контролирует состояние всех устройств системы, включает и выключает резервные устройства. **П.-н. с.** сопрягается с пилотажной системой 7 при управлении траекторией летательного аппарата на маршруте и атаке цели, с системой 8 подготовки и пуска оружия, с бортовыми системами 13 оружия.

**П.-н. с.** пришли на смену авиационным *прицелам*, что позволило расширить условия применения боевой авиации, автоматизировать процессы управления и повысить навигационную и прицельную точность доставки оружия. **П.-н. с.** совместно с пилотажной системой и системой пуска оружия обеспечила стрельбу, бомбометание, пуск, управляемого оружия на произвольных криволинейных траекториях полёта. Появилась возможность маневрирования летательного аппарата после пуска оружия с одновременным сопровождением и подсветом цели радиолокационным или лазерным лучом.

Дальнейшее развитие методов и средств построения бортовых систем на основе высокопроизводительной вычислительной техники и мультиплексных каналов обмена информацией позволило перейти к созданию так называемых интегральных бортовых систем (см. *Интеграция бортового оборудования*), в которых объединяются задачи навигации, пилотирования, применения оружия, преодоления противовоздушной обороны, управления действиями боевой группы, контроля бортовых устройств и др.

А. Г. Зайцев.

### Структурная схема прицельно-навигационной системы.

**пробег** — замедляющееся движение самолёта по взлётно-посадочной полосе до полной остановки после приземления или принятия пилотом решения о прекращении разбега на взлёте. Дистанция **П.** приземлившегося самолёта является одной из основных составляющих, определяющих потребную для посадки длину взлётно-посадочной полосы. При длине взлётно-посадочной полосы, ненамного превышающей минимально потребную для посадки, **П.** осуществляется с максимальным использованием всех средств торможения. К этим средствам, кроме тормозов колёс шасси, относятся *реверсивные устройства* двигателей, *интерцепторы*, увеличивающие сопротивление самолёта и уменьшающие значение *подъёмной силы* при **П.** Иногда для сокращения дистанции **П.** используют *тормозные парашюты*. Наиболее эффективным способом сокращения длины **П.** является уменьшение *посадочной скорости*. На авианесущих кораблях для сокращения дистанции **П.** применяют *аэрофинишеры*, а для предотвращения выбега самолёта с взлётно-посадочной полосы (посадочной палубы) в её торце часто устанавливают *аварийный барьер*.

**проводка управления самолётом** — система механических элементов (труб, качалок и т. п.), передающих усилия и перемещения от *рычагов управления* к *рулям управления*. По виду

возникающих в **П. у.** напряжений различаются: жёсткая проводка, работающая на растяжение и сжатие (пуш-пульные тяги); гибкая (мягкая) проводка, работающая только на растяжение; вращательная проводка, работающая только на кручение, и смешанная проводка, включающая элементы различных типов проводки.

**Жёсткая П. у.** (рис. 1) в основном состоит из тонкостенных труб круглого сечения, которые шарнирно подвешены на рычагах-качалках. Тяги могут быть с изменяемой или фиксированной длиной. У тяг с изменяемой длиной один или оба наконечника сделаны регулируемы. Для повышения надёжности жёсткую **П. у.** иногда дублируют в виде разнесённых по разным бортам ветвей. В **П. у.** могут устанавливаться компенсаторы линейных деформаций конструкции самолёта.

**Гибкая П. у.** (рис. 2) состоит из прямой и возвратной ветвей. В ней обычно используются особо гибкие нераскручивающиеся тросы, но могут применяться также металлические ленты и проволока. Концы тросов заделываются в наконечники. Соединение двух сопряженных концов тросов и натяжение проводки обеспечивается тандерами. Для изменения направления тросовой **П. у.** служат устанавливаемые на кронштейнах ролики с ограничителями, предотвращающими сход тросов с роликов. Постоянство натяжения тросовой **П. у.** при температурных изменениях окружающей среды обеспечивается регуляторами натяжения. Для повышения надёжности ветви тросовой **П. у.** могут дублироваться.

Во **вращательной П. у.** возвратно-поступательные движение рычагов управления преобразуется шариковыми преобразователями в реверсивное вращательное движение тяг-валов, а оно, также с помощью шариковых преобразователей, обеспечивает соответствующее отклонение рулей управления. Компенсация линейных деформаций обеспечивается шлицевыми соединениями.

В **П. у.** могут входить механизмы имитации аэродинамических нагрузок, исполнительные механизмы систем улучшения характеристик устойчивости и управляемости и другие. На самолётах с герметичными кабинами с целью снижения потерь давления в местах прохода **П. у.** через герметичные перегородки устанавливаются гермовыводы.

**П. у. вертолётном** в общем аналогична описанной выше.

См. также *Электродистанционная система управления.*

*Г. И. Румянцев.*

Рис. 1. Жёсткая проводка управления (при одном рабочем месте пилота): 1 — педали управления рулём направления; 2 — ручка управления рулём высоты и элеронами; 3 — руль высоты; 4 — руль направления; 5 — тяга управления рулём направления; 6 — тяга управления рулём высоты; 7 — элерон; 8 — качалка; 9 — тяга управления элероном.

Рис. 2. Тросовая проводка управления (при двух рабочих местах пилотов): 1 — педали управления рулём направления; 2 — штурвал управления рулём высоты и элеронами; 3 — тросовая проводка управления рулём направления; 4 — руль направления; 5 — руль высоты; 6 — направляющий ролик; 7 — барабан; 8 — элерон; 9 — сдвоенная тросовая проводка управления элероном; 10 — рулевые машинки автопилота; 11 — сдвоенная тросовая проводка управления рулём высоты.

**прогноз погоды** (от греческого  $\text{pr}\{\{\acute{o}\}\}\text{gn}\{\{\circ\}\}\text{sis}$  — предвидение, предсказание) — научно обоснованное предположение о предстоящих изменениях *погоды*, составленное на основе анализа развития крупномасштабных атмосферных процессов (*синоптических процессов*) и знаний о законах развития этих процессов во времени и пространстве. При метеорологическом обеспечении полётов летательных аппаратов составляются авиационные **П. п.** по аэродрому, району аэродрома, воздушным трассам, местным воздушным линиям и районам полётов. В зависимости от вида авиационных **П. п.** в них даются характеристики облачности (количество, форма, высота нижней и верхней границ), осадков, видимости, ветра (направление и скорость) и температуры воздуха на различных высотах, высота изотермы  $0\{\{\circ\}\}\text{C}$ , высота *тропопаузы*, закрытие облаками гор и

искусственных препятствий, а также указываются опасные явления — сильная *атмосферная турбулентность* (в облаках или при ясном небе), возможность сильного, умеренного или слабого обледенения (в облаках, осадках) и другое. **П. п.** оформляются в виде текстовых сообщений, в табл., либо наносятся на карты погоды и в такой форме передаются потребителям.

**программное управление** — управление состоянием объекта по заранее заданной программе. **П. у.** летательным аппаратом реализует пространственно-временной график его полёта, предусматривающий прохождение летательного аппарата через определенные точки пространства в заданные моменты времени. **П. у.** реализуется системами управления самолётов и ракет некоторых классов путём ввода в память бортовой вычислительной машины летательного аппарата соответствующего полётного задания.

**продолженный взлёт** — взлёт многодвигательного самолёта с отказом двигателя (в том числе *двигателя критического*) в процессе взлёта. **П. в.** протекает как нормальный взлёт до момента отказа двигателя, после чего взлёт продолжается и завершается с отказавшим двигателем. Выполнение **П. в.** не требует применения особых методов пилотирования.

**продолжительность полета** — время нахождения летательного аппарата в воздухе (время от отрыва летательного аппарата от взлётно-посадочной полосы или какой-либо другой опорной поверхности до касания взлётно-посадочной полосы или другой поверхности). Как летно-техническая характеристика летательного аппарата располагаемая **П. п.** определяется для стандартных атмосферных условий (см. *Международная стандартная атмосфера*) при заданных аэронавигационном запасе топлива, полном запасе топлива и взлётном весе и зависит от принятых режимов набора высоты и снижения, но в основном от высоты и скорости (*Маха числа*) горизонтального полёта. Наибольшая **П. п.** достигается при выдерживании наивыгоднейших режимов, при которых минимален часовой расход топлива. Значение располагаемой **П. п.** летательного аппарата существенно для таких его применений, как наблюдение различных явлений и объектов, ретрансляция телепередач, патрулирование и т. п.

**продольная управляемость летательного аппарата** — способность летательного аппарата изменять параметры *продольного движения* по команде лётчика. Количественные характеристики **П. у.** определяют в виде отношения управляющего воздействия лётчика к реакции самолёта на это воздействие. При этом в качестве параметров, связанных с воздействием лётчика, используют усилие  $P_v$  на ручке управления (штурвале) рулём высоты (элевонами, стабилизатором, дестабилизатором) и её перемещение  $X_v$ , а реакцию самолёта на команды лётчика в продольном движении характеризуют изменением скорости полёта  $V$ , *Маха числа* полёта  $M\{\{\infty\}\}$ , нормальной перегрузки  $n_y$ , скорости тангажа, угла атаки.

К статическим характеристикам **П. у.** при переходе от одного установившегося режима полёта к другому относят, например, коэффициент расхода ручки управления и усилия на ней на перегрузку  $X^n = dX_v/dn_y$ ,  $P^n = dP_v/dn_y$ ; коэффициент расхода ручки управления и усилия на ней на скорость, при постоянной перегрузке:  $X_n = dX_v/dV$ ,  $P_v = dP_v/dV = dP_v/dX_v X_v$ .

Для оценки **П. у.** при выполнении манёвров вблизи границы области эксплуатационных режимов полёта используют, например, усилия на ручке управления, которые необходимо приложить для вывода самолёта на максимальную перегрузку  $n_{y\max}$  или предельно допустимый угол атаки  $\{\{\alpha\}\}_{\text{доп}}$ , соответствующий допустимому значению коэффициента подъёмной силы  $c_{y\text{доп}}$  (при  $M\{\{\infty\}\} = \text{const}$ )- $\{\{P_{ynax} \text{ Л}^{\text{доп}}\}\}$  усилия на ручке при минимальной и максимальной скоростях полёта из условий балансировки на крейсерских режимах полёта

$\{\{^{\wedge}V_{mlil} PVOUV ^{\wedge}M_{max}\}\}$

К характеристикам **П. у.** относят также усилия на рычагах управления, необходимые для поддержания исходной скорости полёта при максимальном изменении тяги двигателей, при выпуске и уборке воздушных тормозов.

Мерой **П. у.** (мерой качества «хождения» самолёта за ручкой управления) могут служить некоторые характеристики продольной устойчивости, например, время срабатывания (время, за которое перегрузка впервые достигает значения, которое установится в новом стационарном режиме), заброс по перегрузке.

Лит.: [Остославский И. В.](#), [Калачев Г. С.](#), Продольная устойчивость и управляемость самолета, М., 1951.

*В. И. Кобзев.*

**продольная устойчивость летательного аппарата** — способность летательного аппарата (в том числе летательного аппарата с системой улучшения устойчивости и управляемости) восстанавливать без вмешательства лётчика исходный режим *продольного движения* после прекращения действия возмущения. **П. у.** позволяет осуществлять быстрый переход на новый режим полёта (в частности, изменение *балансировки*) и его выдерживание при приемлемых для лётчика усилиях для отклонения *органов управления*. Аэродинамически **П. у.** может быть обеспечена в том случае, если при отклонении параметров продольного движения от заданных продольный аэродинамический момент меняется таким образом, чтобы парировать действие возмущающего момента (см. *Аэродинамическое демпфирование, Статическая устойчивость*). **П. у.** может быть оценена при анализе уравнений продольного движения; её количественной характеристикой является *степень устойчивости*.

Во многих случаях возмущенное продольное движение можно разделить на два существенно различающихся временными характеристиками переходных процессов движения: короткопериодическое, связанное с изменением *перегрузки (угла атаки)*, и длиннопериодическое — с изменением скорости (высоты полёта, угла наклона траектории). Соответственно различают (ручка управления считается фиксированной) степень продольной статической устойчивости по перегрузке  $\{\{\sigma\}\}_n$  и степень продольной статической устойчивости по скорости  $\{\{\sigma\}\}_v$ . При  $\{\{\sigma\}\}_n < 0$ ,  $\{\{\sigma\}\}_v < 0$  летательный аппарат устойчив в продольном движении. Однако это условие необходимо, но недостаточно. Полная оценка **П. у.** летательного аппарата может быть получена путём анализа корней линеаризованного *характеристического уравнения* продольного движения.

Характеристики **П. у.** оказывают существенное влияние на оценку самолёта лётчиком (см. *Лётчик*) и безопасность полёта. Каждый самолёт должен удовлетворять действующим требованиям к *затуханию колебаний* и времени срабатывания при малом забросе по нормальной перегрузке (см. *Заброс по перегрузке*). Характеристики самолёта в длиннопериодическом движении оказывают относительно слабое влияние на оценку самолёта лётчиком. Например, к эксплуатации допускаются самолёты, имеющие как нейтральность в длиннопериодическом движении (при периоде колебаний более 20 с), так и неустойчивость (при периодах более 30 с, если при этом время удвоения амплитуды составляет не менее 60 с). При наличии системы автоматического управления рассматривают устойчивость стабилизации высоты, скорости полёта и т. д.

Для обеспечения **П. у.** и предотвращения расходящихся (нарастающих во времени) колебаний, возбуждаемых лётчиком при решении задачи точной стабилизации самолёта по тангажу, наряду с перечисленными показателями, необходимо выполнение определенных требований к системе управления самолёта. Такие требования формулируют в виде запаса устойчивости разомкнутой системы самолёт — лётчик по фазе ( $\{\{\Delta\phi\}\} = 30\{\{\circ\}\}—50\{\{\circ\}\}$ ) на частоте среза и задания допустимого уровня неравномерности ( $\{\{\Delta\}\}_A = 2—3$  дБ) логарифмической амплитудной *частотной характеристики* замкнутой системы самолёт — лётчик в рабочей полосе частот.

Лит.: [Пашковский И. М.](#), Устойчивость и управляемость самолета, М., 1975; [Бюшгенс Г. С.](#), [Студнев Р. В.](#), Аэродинамика самолета. Динамика продольного и бокового движения, М., 1979.

*В. И. Кобзев.*

**продольное движение** летательного аппарата — движение летательного аппарата, при котором его плоскость симметрии находится в одной и той же вертикальной плоскости. При этом аэродинамическая боковая сила  $Z_a$ , моменты крена и рыскания  $M_x$  и  $M_y$  (см. *Аэродинамические силы и моменты*), углы скольжения и крена  $\{\beta\}$  и  $\{\gamma\}$ , скорости крена и рыскания  $\{\omega\}_x$  и  $\{\omega\}_y$  равны нулю и соответствующие уравнения движения летательного аппарата обращаются в тождества и исключаются из рассмотрения.

Уравнения П. д. относительно плоской невращающейся Земли имеют вид:

$\{\{формулы\}\}$

где  $m$  — масса летательного аппарата,  $V$  — скорость,  $g$  — ускорение свободного падения,  $\{\theta\}$  — угол наклона траектории,  $P$  — тяга двигателей,  $\{\varphi\}$  — угол заклинения тяги,  $\{\alpha\}$  — угол атаки,  $H$  — высота,  $L$  — дальность полёта,  $X_a$  — сила лобового сопротивления,  $Y_a$  — аэродинамическая подъёмная сила,  $M_z$  — момент тангажа,  $I_z$  — момент инерции относительно поперечной оси  $OZ$  (см. *Система координат летательного аппарата*),  $\{\nu\}$  — угол тангажа,  $\{\omega\}_z$  — скорость тангажа. При этом  $\{\alpha\}$  можно выразить через  $\{\nu\}$  и  $\{\theta\}$  ( $\{\alpha\} = \{\nu\} - \{\theta\}$ ), а уравнение для  $\{\alpha\}$  удобно записать в виде

$\{\{формула\}\}$

исключая из рассмотрения  $\{\nu\}$ .

Следует отметить, что выписанные уравнения П. д. приближённо справедливы и в том случае, когда перечисленные выше параметры бокового движения малы. Можно убедиться, что если эти параметры имеют порядок малости  $\{\epsilon\}$ , то влияние бокового движения на П. д. выразится членами, пропорциональными  $\{\epsilon\}^2$ .

Уравнения П. д. могут быть использованы для определения стационарных режимов полёта. Полагая

$\{\{формула\}\}$

можно получить соотношения:  $X_a = P \cos(\{\alpha\} + \{\varphi\}) - mg \sin\{\theta\}$ ;  $Y_a = -P \sin(\{\alpha\} + \{\varphi\}) + mg \cos\{\theta\}$ ;  $M_z = 0$ ;  $\{\varphi\}_z = 0$ . Если задать отклонение руля высоты  $\{\delta\}_в$ , то из условий  $M_z = 0$ ,  $d\{\alpha\}/dt = 0$  с учётом  $\{\omega\}_x = 0$  можно определить балансировочный угол атаки  $\{\alpha\}$  (см. *Балансировка летательного аппарата*):  $m_x(\{\alpha\}, \{\delta\}_в) = 0$ , где  $m_x$  — коэффициент момента тангажа (см. *Аэродинамические коэффициенты*). Далее при заданном значении  $H$  и заданной (см. *Характеристики двигателя*) зависимости  $P(V, H, \{\alpha\})$  можно определить квазистационарные значения  $V$  и  $\{\theta\}$  или, задавая условие горизонтального полёта  $\{\theta\} = 0$ , найти стационарные значения  $V$  и  $H$ .

Уравнения П. д. используются для анализа продольных устойчивости и управляемости. Для этого необходимо рассмотреть возмущённое движение летательного аппарата. Если летательный аппарат находится в состоянии, близком к стационарному горизонтальному полёту с параметрами  $\{\theta\}_{ст} = 0$ ;  $\{\omega\}_{\{кг\}} = 0$ ;  $\{\alpha\}_{ст} = \{\alpha\}_{\{в\}}$ ;  $H_{ст} = V_{ст}$ ;  $\{\delta\}_{в ст}$  то в возмущённом движении кинематические параметры можно выразить в виде:  $V = V_{ст} + \{\Delta\}V$ ,  $\{\theta\} = \{\Delta\theta\}$ ,  $H = H_{ст} + \{\Delta\}H$ ,  $\{\omega\}_z = \{\Delta\omega\}_z$ ,  $\{\alpha\} = \{\alpha\}_{\{в\}} + \{\Delta\alpha\}$ ,  $\{\delta\}_в = \{\delta\}_{в ст} + \{\Delta\delta\}_в$ , где приращения  $\{\Delta\}V$ ,  $\{\Delta\theta\}$  и т. д. считаются достаточно малыми. Тогда, пренебрегая квадратами приращений и их произведениями, можно записать уравнения возмущения П. д. в виде:

$\{\{формулы\}\}$

(здесь  $\{X_{va}, p, M, \dots\}$  — частные производные сил и моментов по величинам, стоящим в верхних индексах, и для упрощения принято  $\{\alpha\}_{\{в\}} + \{\varphi\} = 0$ ). Полученная система уравнений является системой линейных дифференциальных уравнений с постоянными коэффициентами. Исследование решений этой системы при  $\{\Delta\delta\}_в = 0$  позволяет определить

*продольную устойчивость* при фиксированной ручке управления, исследование решений  $\{\{\Delta\delta\}\}_B = \{\{\Delta\delta\}\}_B(t)$  позволяет оценить характеристики *продольной управляемости*.

При исследовании характеристик автоматической системы управления значение  $\{\{\Delta\delta\}\}_B$  задаётся в соответствии с выбранным законом управления как функция  $\{\{\omega\}\}_z$  (демпфер тангажа),  $\{\{\Delta\}\}_V$ ,  $\{\{\Delta\}\}_H$ ,  $\{\{\Delta\theta\}\}$ ,  $\{\{\Delta\alpha\}\}$ . Аналогичным образом исследуется влияние возмущений (например, ветровых) на движение летательного аппарата. Часто для упрощения возмущенное П. д. разделяется на *короткопериодическое* (угловое) — рассматриваются только  $\{\{\Delta\alpha\}\}$  и  $\{\{\Delta\omega\}\}_x$ , а  $\{\{\Delta\}\}_V$  и  $\{\{\Delta\}\}_H$  считаются равными нулю, и на *длиннопериодическое* (фугоидное) — рассматриваются отклонения  $\{\{\Delta\}\}_V$  и  $\{\{\Delta\}\}_H$  и  $\{\{\Delta\theta\}\}$ , а отклонения  $\{\{\Delta\alpha\}\}$ ,  $\{\{\Delta\omega\}\}_x$  определяются как функции от  $\{\{\Delta\}\}_V$  и  $\{\{\Delta\}\}_H$  из условий  $d\{\{\omega\}\}_x/dt = 0$ ,  $d\{\{\Delta\alpha\}\}/dt = 0$ .

*В. А. Ярошевский.*

**продольный набор** — см. в статье *Силовой набор*.

**проектирование летательного аппарата** — процесс выбора параметров (геометрических, массовых и других) создаваемого летательного аппарата, его компоновки и определения характеристик — функциональных, экономических и других (см. рис.). Основная задача П. — найти параметры летательного аппарата, удовлетворяющие ограничениям, *уравнениям существования* (уравнения компоновки), обеспечивающие лётные и другие характеристики летательного аппарата которые отвечают заданным техническим требованиям. Силы, действующие на летательный аппарат, определяются его аэродинамикой, параметрами силовой установки, характеристиками аэроупругости и др. Эти силы, в свою очередь, накладывают требования на прочность летательного аппарата и ограничения на динамику (механику) полёта. В П. летательного аппарата существует ряд этапов: техническое предложение, эскизный проект, технический проект. См. также *Автоматизация проектирования*.

**Основные параметры при проектировании самолёта:**  $\{\{\chi\}\}$  — угол стреловидности крыла;  $G_{\text{кн}}$  — масса коммерческой нагрузки;  $L$  — дальность полёта;  $h$  — высота полёта;  $\{\{\theta\}\}$  — угол наклона траектории;  $l_p$  — длина разбега;  $a$  — себестоимость перевозок;  $G$  — относительная циркуляция скорости;  $z, x$  — относительные координаты;  $c_y, c_x$  — аэродинамические коэффициенты подъёмной силы и сопротивления;  $\{\{\alpha\}\}$  — угол атаки;  $P$  — тяга силовой установки;  $M$  — Маха число полёта;  $c_v$  — удельный расход топлива;  $M$  — изгибающий момент крыла;  $\{\{\sigma\}\}$  — напряжение;  $\{\{\omega\}\}$   $\{\{\gamma\}\}$  — скорость тангажа;  $t$  — время.

**производительность летательного аппарата.** Различают рейсовую и часовую П. **Рейсовая П.** — произведение массы коммерческой нагрузки или числа пассажиров на дальность полёта (т-км или пассажиро-км). **Часовая П.** — произведение тех же величин на рейсовую скорость полёта (т-км/ч или пассажиро-км/ч). П., соответствующая грузоподъёмности (пассажировместимости) летательного аппарата, называется **располагаемой**, а определённая для реальной загрузки летательного аппарата — **фактической**.

**Прокофьев** Георгий Алексеевич (1902—1939) — советский воздухоплаватель. В 1924—1927 работал в политуправлении Красной Армии. С 1927 помполит, а с 1930 командир воздухоплавательной части в Кунцево (под Москвой). С 1932 принимал участие в строительстве стратостата «СССР-1», на котором вместе с *К. Д. Годуновым* и *Э. К. Бирнбаумом* 30 сентября 1933 совершил рекордный подъём на высоту 19 км. Награждён орденом Ленина. *Портрет смотри на стр. 452.*

**Г. А. Прокофьев.**

**пропан**,  $C_3H_8$ , — насыщенный углеводород парафинового ряда. В стандартных условиях П. — газ без цвета и запаха, относится к пожаро- и взрывоопасным веществам. Молекулярная масса 44,097 кг/кмоль, температура плавления 85,47 К, температура кипения 231,08 К, критическая температура 369,82 К, критическое давление  $42,64 \cdot 10^5$  Па, плотность при температуре кипения

590,7 кг/м<sup>3</sup>, низшая теплота сгорания 46380 кДж/кг, теплота испарения 424,96 кДж/кг, стехиометрический коэффициент 15,67 кг воздуха/кг пропана, температура самовоспламенения 470{{°}}С, температура начала термического разложения 350—460{{°}}С. В авиации жидкий **П.** может найти применение в качестве хладагента в системах кондиционирования воздуха и охлаждения бортового оборудования. Возможное авиационное топливо.

**пропеллер** (английское propeller, от латинского propello — гоню, толкаю вперёд) — движитель, создающий при своём вращении тягу  $P$  за счёт отбрасывания окружающей его среды. В аэро- и гидродинамических расчётах используется понятие идеального **П.**, он создаёт за собой струю с постоянной по площади поперечного сечения скоростью (то есть предполагается, что отсутствует закручивание среды, а сама среда является невязкой и несжимаемой). Кпд реального **П.** не превосходит коэффициент полезного действия  $\{\{\eta\}\}$  идеального **П.**, равного

$\{\{\text{формула}\}\}$

где  $PV = QV(V + u\{\{\infty\}\})u\{\{\infty\}\}S\{\{\infty\}\}$  — часть мощности, подводимой к **П.** и затрачиваемой на совершение полезной работы;  $E = 1/2Q(V + u\{\{\infty\}\})u^2\{\{\infty\}\}S\{\{\infty\}\}$  — часть мощности, затрачиваемой на возмущение среды (потери);  $Q$  — плотность среды,  $S\{\{\infty\}\}$  — площадь поперечного сечения струи на бесконечном удалении за **П.**;  $u\{\{\infty\}\}$  — скорость струи в сечении  $S\{\{\infty\}\}$ ;  $V$  — поступательная скорость **П.** Частный случай **П.** — *воздушный винт*.

**пропульсивная сила** (от латинского propulsus — толкаемый вперёд, подгоняемый) **несущего винта** — составляющая равнодействующей аэродинамических сил *несущего винта*, направленная по скорости полёта. В горизонтальном полёте **П. с.** создают как наклоном оси винта вперёд, так и изменением направления равнодействующей при помощи *автомата перекоса*. Для продвижения вертолёта вперёд энергетически более выгодно использовать **П. с.**, чем дополнительные *воздушные винты* типа самолётных. Однако достижения больших скоростей горизонтального полёта (более 400 км/ч) **П. с.** несущего винта не обеспечивает, и тогда требуются дополнительные воздушные винты, применённые уже на некоторых *винтокрылых летательных аппаратах*.

**Проскура** Георгий Фёдорович (1876—1958) — советский учёный в области гидромашиностроения, гидро- и аэродинамики, академик АН УССР (1929). Окончил Императорское техническое училище (1901). Ученик *Н. Е. Жуковского*. С 1904 преподавал в Харьковском технологическом институте (с 1911 профессор), где занимался также развитием авиационных специализаций и соответствующей экспериментальной базы, и в других вузах Харькова. В 1944—1954 директор Лаборатории проблем быстроходных машин и механизмов АН УССР. В статье «Теория пропеллерных турбин» (1922) впервые в СССР дал общую теорию осевых турбомашин. Опубликовал (1924) сборник статей по основам теории и практики парящего полёта. В 1924 авиационная секция Харьковского технологического института издала лекции **П.** «Теоретические основы авиации и воздухоплавания», в 1926 — «Воздушные винты». Консультировал разработку ряда самолётов, в том числе ХАИ-1. В начале 30-х гг. в Харьковском авиационном институте под руководством **П.** начала работать группа по изучению реактивного движения, в 1940 прошла научная конференция по реактивной технике. После войны **П.** организовал в этом институте кафедру по новым типам двигателей летательных аппаратов. Государственная премия СССР (1943). Награждён 2 орденами Ленина, орденом Трудового Красного Знамени, медалями.

Соч.: Экспериментальная гидроаэродинамика, ч. 1, М.—Л., 1933; Гидродинамика турбомашин, 2 изд., Киев, 1954.

**Г. Ф. Проскура.**

**пространственная ориентировка лётчика** — способность лётчика оценивать своё положение и положение летательного аппарата в пространстве относительно Земли.

**П. о. л.** осуществляется на основе взаимодействия информации, поступающей в центральную

нервную систему от нескольких анализаторов: зрительного, статокINETического (вестибулярного), проприоцептивного от «датчиков» (в мышцах, суставах, сухожилиях) и интероцептивного (от внутренних органов). Поступающая в кору полушарий головного мозга информация обеспечивает отражение в сознании пространственных взаимоотношений лётчика с окружающим миром. Анализаторы человека (прежде всего вестибулярный) и их рецепторы («датчики») недостаточно совершенны для того, чтобы в полёте при действии угловых и линейных ускорений правильно информировать лётчика о положении в пространстве. В этих условиях, особенно при отсутствии или ограничении зрительной информации в темноте, сложных метеоусловиях, у лётчика возникают различные иллюзии пространственного положения, преодолению которых способствуют регулярные полёты. Важная психофизиологическая особенность **П. о. л.** — синтез непосредственной чувственной информации положения в пространстве, подверженной иллюзиям, и более надёжной опосредованной, приборной. Нарушениям (потере) **П. о. л.**, кроме ряда объективных внешних факторов (сложные и необычные метеоусловия, отсутствие ориентиров, трудное полётное задание), способствуют также утомление лётчика, сонливое или перевозбуждённое состояние, алкогольная интоксикация, отвлечение от приборного контроля и попытка визуального пилотирования в сложных метеоусловиях, а также перерывы в лётной работе. Актуальность проблемы **П. о. л.** определяется тем, что среди причин лётных происшествий, особенно катастроф, нарушение (потеря) пространственной ориентировки занимает одно из первых мест.

*Лит.:* Комендантов Г. Л., Физиологические основы пространственной ориентировки, Л., 1956; Benson A. J., Spatial orientation. Spatial disorientation in flight, в кн.: Aviation medicine, v: 1, L., 1978.

*А. А. Гурджиан.*

**противовоздушная оборона** (ПВО) — совокупность общегосударственных мероприятий и боевых действий войск (сил), проводимых в целях защиты административно-политических, промышленно-экономических центров и районов страны, группировок вооруженных сил, важных военных и других объектов от поражения с воздуха.

Возникновение и развитие ПВО связано с появлением и дальнейшим совершенствованием средств воздушного нападения (СВН). С начала Первой мировой войны для ведения воздушной разведки, корректирования артиллерийский огня и нанесения ударов с воздуха по войскам, объектам фронтового тыла и прифронтовым коммуникациям стали широко применяться авиация, аэростаты и дирижабли. Это обусловило создание специальных сил и средств, предназначавшихся для борьбы с СВН, появились самолёты-истребители. К концу войны истребительная авиация (ИА) составляла более 40% всей военной авиации и была наиболее эффективным средством борьбы с воздушным противником. В числе других средств ПВО нашли широкое применение зенитная артиллерия (ЗА), зенитные пулемёты, аэростаты заграждения, звукоулавливатели и зенитные прожекторы; была организована служба воздушного наблюдения, оповещения и связи (ВНОС), а также система управления силами и средствами ПВО. В 30-х гг. в некоторых странах и в СССР для обнаружения воздушных целей стали разрабатываться и создаваться специальные радиотехнические средства, основанные на эффекте отражения электромагнитной энергии. В 1938 промышленностью СССР были выпущены первые образцы радиотехнических станций РУС-1 и РУС-2 для обнаружения самолётов, позднее появились радиолокационные станции типа «Редут» с дальностью обнаружения воздушных целей до 120 км при высоте их полёта около 7 км. Важным этапом в развитии ПВО явились 50-е гг. Отличительная особенность этого этапа — интенсивное внедрение реактивных истребителей-перехватчиков с бортовыми радиолокационными прицелами и управляемыми ракетами класса «воздух — воздух», а также замена ЗА в обороне важных объектов первыми образцами зенитных управляемых ракет (ЗУР).

Одновременно с развитием средств ПВО совершенствовалась их организационная структура. Вместо отдельных подразделений, выполнявших задачи ПВО в Первой мировой войне, в 20-х гг. стали формироваться полки и бригады ЗА и ИА, а с конца 30-х гг. — дивизии и корпуса ПВО.

Современное развитие СВН значительно расширило возможности нанесения внезапных ударов с воздуха ядерным и обычным оружием по объектам и войскам на всей территории противника. Поэтому для отражения нападения (ударов) воздушного противника создаются развёрнутые системы ПВО, которые, как правило, включают систему разведки воздушного противника и оповещения о нём войск и объектов; систему зенитного ракетно-артиллерийский (ракетного) прикрытия; систему истребительного авиационного прикрытия; систему управления; организацию всех видов обеспечения боевых действий и др. Без надёжной ПВО немыслимы ни стратегическое развёртывание вооружённых сил с началом войны, ни успешное ведение ими операций и боевых действий, ни сохранение необходимого уровня экономики государства во время войны. Заблаговременно созданная система ПВО войск и объектов является в современных условиях одним из решающих стратегических факторов сохранения равновесия и сдерживания агрессивных намерений противника, способна оказывать существенное влияние на ход и исход войны.

Основными требованиями, предъявляемыми к современной ПВО, являются постоянная готовность к отражению внезапного нападения воздушного противника; устойчивость и живучесть в условиях применения современных средств поражения; активность, способность к ведению длительных и напряжённых боевых действий в различных условиях, в том числе при сильном радиоэлектронном подавлении; способность к уничтожению СВН противника во всём диапазоне высот и скоростей их полёта; обеспечение быстрого манёвра; гибкость, надёжность и устойчивость управления во всех звеньях с использованием АСУ и др.

К 90-м гг. в СССР была создана единая система ПВО страны и Вооружённых Сил, включавшая Войска ПВО (самостоятельный вид вооружённых сил), Войска ПВО Сухопутных войск, ИА военно-воздушных сил и силы ПВО ВМФ. Основную огневую силу в системе ПВО составляли зенитные ракетные войска, имевшие на вооружении зенитные ракетные комплексы системы. Авиация ПВО и ИА ВВС являлись основной манёвренной силой системы ПВО, способной уничтожать СВН противника на максимальных дальностях от обороняемых объектов и решать специальные задачи. Авиация ПВО, кроме самолётов-истребителей, имела на вооружении боевые вертолеты, транспортные и специальные (радиолокационного дозора и нападения, радиоэлектронной борьбы и др.) самолёты и вертолёты. Информацию о воздушном противнике поставляли радиотехнические войска имевшие на вооружении радиолокационные комплексы и радиолокационные станции. На вооружении соединений и частей Сухопутных войск и кораблей ВМФ имелись также зенитные артиллерийские и зенитные пулемётные установки, а на авианесущих кораблях — самолёты-истребители.

Существуют единые системы ПВО отдельных регионов, например, объединённая система ПВО НАТО, система ПВО Северо-американского континента (США и Канады).

*В. В. Лозоевский.*

**противокоррозионная защита летательного аппарата** — совокупность мероприятий с целью полного или частичного снижения активности факторов, способствующих развитию *коррозии*. К **П. з.** относятся нанесение покрытий постоянного действия, а также электрохимическая и химическая обработка металлических поверхностей летательного аппарата (см. также *Покрытия металлов, Лакокрасочные материалы*). В основном предусматривается **П. з.** от физико-химического воздействия атмосферы; для гидросамолётов, кроме того, — от воздействия морской воды, а для сельскохозяйственных летательных аппаратов — от воздействия ядохимикатов.

В конструкции по возможности исключается взаимовлияние двух металлов, способствующих развитию электрохимической коррозии, а места возможной концентрации влаги и отсеки герметизируются. Все металлические поверхности и детали внутри крыла, гондол, оперения и фюзеляжа (помимо декоративных слоев) покрываются грунтом или лаками. До сборки все детали анодируются (пассивируются, кадмируются и т. д.). У некоторых пассажирских самолётов все листы наружной обшивки имеют плакирующий (защитный) слой толщиной не менее 10 мкм. Вся наружная поверхность самолёта покрывается бесцветным лаком (несколько слоев горячей сушки),

полируется и затем наносится слой краски.

Мероприятия по **П. з.** в процессе эксплуатации заключаются в восстановлении защитных и лакокрасочных покрытий, в удалении с металлических поверхностей очагов коррозии, биологических загрязнителей (микроорганизмы, плесень, грибок), пыли, загрязнений маслом и топливом.

При консервации **П. з.** предусматривает изоляцию летательного аппарата от внешней среды в герметичном плёночном чехле или в контейнере при пониженной относительной влажности воздуха (ниже 35%) с применением защитных покрытий, консерваторов и ингибиторов.

*Ю. В. Макаров.*

**противолодочное оружие авиационное** — боевые средства для поражения подводных лодок с использованием авиационных носителей. К **П. о.** относятся глубинные бомбы, морские мины, противолодочные торпеды (ракеты).

Авиационная глубинная бомба — боеприпас, состоящий из корпуса, обычного или ядерного заряда, гидростатического, контактного или неконтактного взрывателя. Масса бомбы 30—650 кг, скорость погружения 7—12 м/с. Траектория глубинной бомбы, оснащённой гидролокатором и контактным взрывателем, корректируется с наведением на подводную лодку. Масса такой бомбы более 150 кг, скорость погружения до 20 м/с. Глубинные авиационные бомбы поступили на вооружение в период Первой мировой войны, бомбы с ядерным зарядом — в конце 50-х гг.

Авиационные морские мины — боеприпасы, создающие с помощью авиации взрывные заграждения морской коммуникаций, портов, морских объектов. Различают донные, якорные мины и мино-торпеды. Последние являются комбинацией якорной мины с торпедой. Торпеда размещается в герметичном контейнере, устанавливаемом на якорю. При прохождении подводной или надводной цели в зоне действия гидролокатора мины автоматически раскрывается контейнер и запускается двигатель торпеды. Она выходит из контейнера, ищет и поражает цель. Морские мины с неконтактными взрывателями получили развитие в период Второй мировой войны, активные мино-торпеды — в 70-х гг.

Авиационная противолодочная торпеда (ракета) — самодвижущийся самоуправляемый подводный снаряд, содержащий внутри обтекаемого прочного корпуса боевую часть (обычную или ядерную), тепловой, электрический или реактивный двигатель, комбинированный взрыватель, систему управления и самонаведения, источник энергии, а также тормозное устройство (парашют), действующее на воздушном участке траектории. Масса торпеды 130—500 кг, скорость хода до 110 км/ч, дальность до 11 км с глубиной действия до 900 м. Авиационные противолодочные торпеды получили развитие в период Второй мировой войны и усовершенствованы в послевоенный период.

*Лит.: Родионов Б. И., Противолодочные силы и средства флотов, М., 1977.*

*А. И. Зарубин.*

**противолодочный летательный аппарат** — предназначается для поиска, обнаружения и уничтожения подводных лодок (ПЛ) противника. Противолодочные самолёты (ПС) и противолодочные вертолёты (ПВ) подразделяются на базовые (береговое базирование) и корабельные (палубные). Базовые ПС осуществляют поиск и уничтожение ПЛ на большом удалении от береговой линии, а базовые ПВ — в прибрежных водах. ПС и ПВ, базирующиеся на кораблях, действуют на значительном удалении от своей территории.

Для поиска и обнаружения ПЛ в надводном положении используются радиолокационные станции, на небольших глубинах — радиолокационные станции, магнитометры (реагируют на изменение магнитного поля Земли, вызываемого корпусом ПЛ), газоанализаторы (улавливают небольшие концентрации выхлопных газов двигателей ПЛ), инфракрасная аппаратура, реагирующая на

перепад температур в кильватерной струе ПЛ и другие средства. Для обнаружения ПЛ на больших глубинах применяются сбрасываемые радиогидроакустические буи пассивного действия (улавливают шумы ПЛ и определяют её пеленг) и активного действия (определяют координаты ПЛ при помощи гидролокатора). Для поражения ПЛ самолёты и вертолёты имеют *противолодочное оружие*. Средства поиска ПЛ, навигации и прицеливания обычно объединяются в единую поисково-прицельную систему с использованием ЭВМ.

Основные требования к ПС: большая дальность полёта, обеспечение длительного времени патрулирования (барражирования), а также небольшая скорость в режиме поиска ПЛ. Конструктивно ПС обычно выполняются по дозвуковой аэродинамической схеме, часто на базе пассажирских самолётов. В ряде случаев в качестве ПС используются гидросамолёты. В этом случае поиск ПЛ проводится с посадкой ПС на воду. Базовые ПС имеют максимальную скорость около 900 км/ч, скорость патрулирования около 350 км/ч, дальность полёта до 8000 км. Дальность полёта корабельных ПС около 5500 км.

На ПВ, благодаря их способности работать на режиме висения, наряду с другими средствами применяются опускаемые гидроакустические станции (ОГАС), состоящие из погружаемой в воду на кабель-тросе акустические антенны, помещённой в обтекатель, и бортовой аппаратуры с индикатором. Радиус действия ОГАС 8—9 км (существенно зависит от гидрологических условий). ОГАС может работать в двух режимах — шумопеленгования (определяет только пеленг ПЛ) и эхопеленгования (определяет пеленг и дальность до ПЛ). В режиме шумопеленгования обеспечивается скрытность наблюдения. Помимо ОГАС, на вертолётах применяются и магнитометры, которые позволяют обнаружить ПЛ подо льдом, а также отличить ПЛ, лежащую на грунте, от неметаллических подводных объектов. Если предусматривается возможность посадки ПВ на воду, то его нижняя часть имеет форму лодки (с необходимой герметизацией конструкции). На некоторых ПВ (с обычным фюзеляжем) устанавливают поплавки, наполняемые воздухом только при аварийной посадке на воду. Максимальная скорость полёта ПВ 270 км/ч, дальность полёта до 1300 км.

*С. И. Павлов, А. Ю. Савинов.*

**Противолодочный самолёт Локхид Р-3С «Орион» (США).**

**Противолодочный вертолёт Каман SH-2 (США).**

**противообледенительная система** (ПОС) — предназначается для защиты летательного аппарата от *обледенения*. Обычно выполняется защита лобовых частей несущих поверхностей летательного аппарата, воздухозаборников силовых установок, воздушных винтов, остекления, приёмников воздушного давлений. По принципу действия ПОС подразделяются на тепловые, механические, физико-химические и комбинированные.

Тепловые ПОС (рис. 1) могут быть непрерывного действия (предотвращают льдообразование на защищаемой поверхности) и периодического, или циклического, действия. Последние периодически удаляют лёд, образующийся на секциях противообледенителя, на которые разделяется защищаемая поверхность с целью сокращения одновременно потребляемой энергии (лёд подплавляется и затем сдувается потоком воздуха или сбрасывается центробежной силой с вращающихся частей). В зависимости от источника нагрева различают электротепловые, воздушно-тепловые и жидкостно-тепловые ПОС.

Механические ПОС удаляют образующийся лёд обычно путём деформации поверхности, например, с помощью эластичных накладок с камерами, которые поочерёдно раздуваются сжатым воздухом (пневматические ПОС), или в результате взаимодействия электромагнитного поля индукторов, расположенных под обшивкой, с наведённым в обшивке полем.

В физико-химических ПОС применяются жидкости, образующие с водой незамерзающие смеси и растворяющие лёд, либо покрытия, которые при взаимодействии со льдом растворяют

прилегающий его слой; эффективность их ограничена.

В комбинированных ПОС используются различные принципы действия (например, на лобовом стекле устанавливается механическая щётка, действующая одновременно с тепловой или физико-химической ПОС).

Наиболее распространены тепловые ПОС, являющиеся самыми энергоёмкими. Наименее энергоёмки электроимпульсные ПОС, но они плохо удаляют лёд небольшой толщины, поэтому устанавливаются в случаях, когда такое льдообразование допустимо, имеется упруго-деформируемая обшивка и можно разместить под ней индукторы. Пневматические ПОС применяются на некоторых дозвуковых лёгких и средних самолётах. Для защиты различных элементов одного и того же летательного аппарата могут использоваться ПОС различных типов, выбор их зависит от располагаемых источников энергии, их размещения, конструкции защищаемого элемента и т. п. (рис. 2).

ПОС могут включаться либо вручную, либо автоматически от сигнализатора обледенения. Сигнализатор состоит из датчика (реагирует на образующийся на нём лёд либо на наличие в потоке воздуха переохлаждённой воды), преобразователя и индикатора (лампочка, табло). Для повышения эффективности применяются автоматические системы управления работой ПОС в зависимости от условий обледенения.

*Лит.:* Трунов О. К., Обледенение самолетов и средства борьбы с ним, М., 1965; Летные испытания систем жизнеобеспечения и защиты бортового оборудования от внешних воздействий, под ред. Ю. А. Нагаева, М., 1985.

*Р. Х. Теншиев.*

Рис. 1. Тепловые противообледенительные системы: *а* — воздушно-тепловые на крыле, оперении или воздухозаборнике; *б* — электротепловые на воздушных винтах; 1 — обшивка летательного аппарата; 2 — стенка; 3 — гофрированная поверхность; 4 — лонжерон; 5 — распределительная труба (коллектор); 6 — лопасть несущего винта вертолёта; 7 — поперечные секции нагревательных элементов; 8 — продольные секции (преимущественно для лёгких вертолётов).

Рис. 2. Размещение противообледенительных систем на самолёте: 1 — электротепловая система для обогрева лобовых стёкол; 2 — электротепловая система для обогрева приёмника воздушных давлений; 3 — противообледенитель непрерывного действия на крыле (впереди двигателей); 4 — электротепловая или электроимпульсная система на больших поверхностях; 5 — воздушно-тепловая система воздухозаборников и входных элементов двигателя; 6 — противообледенительная система хвостового оперения.

**противопожарная система бортовая** — совокупность установок пожарной сигнализации и пожаротушения, предназначенных для извещения экипажа о возникновении на борту летательного аппарата пожара, его локализации и тушения. Различают устройства для защиты мотогондол основных и вспомогательных силовых установок, где существует повышенная опасность возникновения очага пожара с горением топлива или масла, и устройства для защиты кабин экипажа, пассажирских салонов и багажных отсеков (см. рис.).

Основные устройства для защиты мотогондол: противопожарная перегородка, отделяющая отсек от других зон, топливный кран для перекрытия подачи топлива в отсек в случае возникновения пожара, датчики установки пожарной сигнализации (УПС) и коллекторы с распылителями для распределения огнетушащего вещества (ОТВ) по отсеку. УПС разделяются на установки с датчиками, реагирующими на повышение температуры и скорость её нарастания (дифференциально-тепловые), на повышение температуры (тепловые) и на появление пламени (ионизационные).

Установки пожаротушения (УПТ) бывают двух типов: с централизованным хранением ОТВ в

одной группе огнетушителей, из которых оно через распределительный кран или запорное устройство подаётся в любой из нескольких отсеков, и с распределённым хранением ОТВ, когда для каждого отсека установлены свои огнетушители. Заряд огнетушителей осуществляется через имеющиеся на них специальные головки, разряд — с помощью управляемых дистанционно пироустройств. В зависимости от типа летательного аппарата устанавливается одна, две или три очереди подачи ОТВ в отсек. При пожаре в отсеках силовой установки датчики пожарной сигнализации выдают команду на включение звуковой сигнализации, табло «ПОЖАР» и пульт, где загорается светосигнализатор отсека, в котором возник пожар, а также на включение огнетушителей первой очереди (если имеются две или три очереди подачи ОТВ).

К устройствам для защиты кабин экипажа, пассажирских салонов и багажных отсеков относятся ручные огнетушители, датчики УПС (по дыму, температуре) и УПТ. В кабинах экипажа и пассажиров применяются ручные огнетушители вместимостью 1, 2, 4 или 6 л. УПС оборудуются труднодоступные и недоступные для экипажа отсеки. Тушение пожара в доступных багажных отсеках осуществляется с помощью ручных огнетушителей, а в недоступных — с помощью установок пожаротушения, причём возможно использование УПТ мотогондол.

*В. А. Егорцев.*

Размещение установок пожарной сигнализации и пожаротушения на самолёте: 1 — мотогондолы основной силовой установки; 2, 3, 6, 13 — ручные огнетушители; 4 — пассажирский салон, 5, 14 — сигнализаторы дыма; 7 — отсек вспомогательной силовой установки; 8, 10 — огнетушители; 9, 11 — багажные отсеки; 12 — кабина экипажа; 15, 17 — пожарные пульта; 16 — табло; 18 — распределительный кран; 19 — топливный перекрывной кран; 20 — противопожарная перегородка; 21 — датчики сигнализации пожара; 23 — коллекторы пожаротушения; 24 — блок сигнализации.

**противопомпажная защита двигателя** — часть системы автоматического регулирования газотурбинного двигателя, предназначенная для предотвращения его разрушения вследствие возникшего *помпажа двигателя*. **П. з. д.** обычно состоит из системы предупреждения помпажа и системы ликвидации помпажа и восстановления исходного режима.

Система предупреждения помпажа применяется в случаях, когда можно прогнозировать возникновение неустойчивой работы двигателя. Система состоит из датчиков, регистрирующих возмущения, логические устройства, сравнивающего действующие возмущения с допустимыми, и устройства, вырабатывающего командные сигналы на изменения положения регулируемых элементов компрессора и двигателя в целом для кратковременного (на время действия возмущений) увеличения запасов устойчивости компрессора и последующего восстановления режима работы двигателя. Иногда датчики и логическое устройство заменяются временным механизмом.

Система ликвидации помпажа и восстановления исходного режима применяется в случаях, когда отсутствует система предупреждения помпажа или она не может обеспечить устойчивую работу компрессора. Система состоит из датчиков, регистрирующих нестационарные процессы в проточной части компрессора, логического устройства, сравнивающего эти процессы с процессами, характерными для помпажа и сопутствующих ему явлений, и устройства, вырабатывающего командные сигналы для перевода регулируемых элементов двигателя в положения, способствующие прекращению срывных явлений в компрессоре. После прекращения срывных явлений система восстанавливает режим работы двигателя..

*Л. И. Семерняк.*

**противофлаттерное устройство** — служит для предупреждения возникновения *флаттера* или повышения критической скорости флаттера летательного аппарата. В качестве **П. у.** используют главным образом балансиры и демпферы. Противофлаттерный балансир представляет собой груз,

установленный и жёстко закреплённый в носке крыла (стабилизатора, киля, руля, элерона); иногда его размещают впереди несущей поверхности (выносные балансиры). Инерция балансира вызывает изменения собственно колебаний конструкции, что влечёт за собой изменение действия аэродинамических сил при колебаниях летательного аппарата. Противофлаттерный демпфер представляет собой устройство, которое располагается между органом управления и его несущей конструкцией и создаёт сопротивление отклонению органа управления. Применяются поршневые или роторные гидравлические демпферы, в которых усилие сопротивления создаётся за счёт гидродинамического или вязкого сопротивления при перетекании рабочей жидкости между плоскостями демпфера (см. также статью *Активные системы управления*).

**противоштопорные устройства** — служат для повышения безопасности эксплуатации летательного аппарата на больших углах атаки, а в случае непреднамеренного сваливания и перехода в штопор — для обеспечения надёжного вывода летательного аппарата из этих критических режимов. К П. у. относятся: устройства, искусственно создающие характерную тряску и направленные подёргивания рычагов управления с целью обратить внимание летчика на приближение самолёта к опасному углу атаки; автоматически работающие аэродинамические системы, позволяющие отодвигать начало сваливания самолёта до больших углов атаки (30—60°); активные средства (ракетного или парашютного типа), обеспечивающие при необходимости принудительный вывод самолёта из режимов сваливания и штопора. О приближении к критическому режиму лётчика предупреждают индикаторы, световые и звуковые сигнализаторы.

Самолёты, поступающие в массовую эксплуатацию, как правило, не оснащаются активными П. у. Защита их ограничивается установкой на борту соответствующих сигнализаторов и указателей, а также обеспечением на больших углах атаки удовлетворительных характеристик устойчивости и управляемости и соответствующего запаса между максимально допустимым и предельным по безопасности полёта углами атаки (не менее 3—4°). Все самолёты, проходящие испытания на сваливание и штопор, как правило, оборудуются на время эксперимента активными П. у. Выбор типа П. у. определяется как конструктивными и аэродинамическими особенностями самолёта, так и задачами планируемого эксперимента. При лётных испытаниях манёвренных самолётов чаще используются противоштопорные ракеты (ПШР), а при испытаниях неманёвренных самолётов — противоштопорные парашюты (ПШП).

П. у. с ПШР состоит из двух и более ракет, подвешиваемых обычно под крылом на пилонах или в хвостовой части фюзеляжа на держателях. Под крылом они устанавливаются горизонтально и создают при работе момент относительно вертикальной оси самолёта. На фюзеляже их устанавливают вертикально в хвостовой части; при включении они создают момент относительно поперечной оси самолёта. ПШР — это пороховая ракета двустороннего действия с передним и задним соплами, одно из которых открывается в момент включения, обеспечивая создание требуемого по знаку момента. Управление ПШР электрическое из кабины лётчика.

П. у. парашютного типа представляет собой систему из одного—двух вытяжных и одного или несколько основных парашютов, заключённых в контейнер, который устанавливается обычно в хвостовой части фюзеляжа. Сброс крышки контейнера и ввод в действие вытяжных парашютов осуществляется с помощью пружины, пиромеханизма или пиропушки. Для прекращения действия ПШП существует механическая или пиротехническая система сброса парашюта. Кроме того, в системе ПШП обычно предусматривается «слабое» звено, предохраняющее конструкцию летательного аппарата от разрушения в случае превышения допустимой нагрузки от парашюта и позволяющее сбросить его путём разрыва этого звена при достижении соответствующей скорости. Управление выпуском и сбросом ПШП может быть механическим или электрическим и осуществляется лётчиком из кабины.

Исходные параметры П. у. как парашютного, так и ракетного типов обычно определяются по результатам испытаний моделей в аэродинамических трубах с имитацией на них П. у.

**противошумы** — устройства, служащие индивидуальными средствами защиты от шума лётного и инженерно-технического персонала и предупреждающие шумовые травмы органов слуха. Существуют П., выполненные в виде шлема и противошумных наушников, закрывающих ушные раковины или всю околоушную область, а также вкладыш-втулки, вставляющиеся в наружный слуховые проходы; эффективные средства защиты от шума, и вибрации — противовибрационные пояса и обувь (см. рис.). П. изготавливают из звукопоглощающих материалов. При эксплуатации П. должны совмещать защитные качества с возможностью пользования переговорными устройствами, не давить на ушную раковину, не раздражать кожу.

Противошумы: *а* — упругий шумозащитный шлем; *б* — противошумные наушники; *в* — вкладыш-втулки; *г* — противовибрационный пояс.

**профессиограмма деятельности лётчика** — описание практической деятельности летчика, выполненное в виде графиков или таблиц (матриц). Представляет собой последовательность отдельных единиц-операций: поиска соответствующего индикатора, восприятия и оценки информации, принятия решения, поиска необходимого органа управления, исполнение решения. Наибольшее применение получили П. д. описывающие перенос и фиксацию взгляда и движения рук. П. д. используются при компоновке различных средств отображения и информации органов управления и пультов **сечения**.

**профиль крыла** — Нечитабельно в оригинале (Прим. OCR) **костью, параллельной базосе крыла плос(см. Системы координат) ЛДой плоскости часто называем? поточным. В расч., Такой П. к. ривают также П. к., получ?этах рассмат-ниями крыла вертик. плоскоающиеся сече-дикулярными некоторым характ:тями, перпен-крыла (например, его передней 1ерным линиям соединяющей точки, распосромке, линии, хордах крыла на расстояниоженные на хорды от передней кромки}|и ' / < длины евые профили свойственны та. Мн. крыль-динамич. поверхностям (стабшнкже другие аэроули управления, лопасти визатор, киль, т. д.). Характерным лннейюзд. винтов и П. к. является длина дгордаым размером П. к. определяется ординам профиля Б. уг и нижней уа поверхностей (ситами верхней . рис.); в нём**

### Геометрические характеристики

1 — средняя линия; 2 — хорда. профиля крыла:

выделяются симметричная ча <

-«я)/2 и средний линия  $y = ( < /, Н?ть у = (0,,-$

П. к. характеризуется  $g > 0,)/2$ . рами: макс, относительной  $\Psi OM$ . парамет-филя  $c^c/b$ , макс, крив толщиной про-/шах, расстояниями  $x_c$  и  $x_{1тзной}$  профиля кривизны КИ носка. Обычно ,ах и радиусом лозвуков  $s_a$  молётов  $s = 8\sim 205$  для до- и око-звуковых  $s = 3\sim 9\%$ . Значений, Для сверх-раметров, выраженные в дся относит, па-изменяются для самолётов : > лях хорды Б, с малыми и большими доз соответственно ми полёта в след, предеук. скорость-2-6% и 0-2%;  $\xi e-20-30$  Целах: /\_,-

\*1 ж-15-30% и 40-60%% и  $40\text{-}^6\%$ ; 1,5%. Важными характеристиками ; Я, /с2—0,5— части являются также угол и симметричной и значение ординаты на :аклона поверхности (при < /сни > 0 задняя кромка \*адней кромке конечную толщину), от кпрофиля имеет например, эффективность оргаж-рых зависит, Форма средней линии изменяетш управления, лой кривой параболич. типгся от выпук-положит. или отрицат. S-обрі до кривой с висимости от типа и назначазностью в за- Например, для уменьшения продления профиля, та (лопасть несущего виигольного момен-ся положит. S-образность, а а) использует-критические профили имеют некоторые сверх-разность. П. к., у которого сотрицат. S-об-падает с хордой, называем? сим;р. линия сов-профилем. [метричным

Группа П. к., образован! одного или несколько базовых (пая на основе филей и объединённая нек-усходных) про-кономерностью, называем? сериейой общей за-профилей.}}

На основе одного базового П. к. её можно построить следующими способами: 1) изменением ординат верхней и нижней поверхностей пропорционально  $c$ ; 2) изменением симметричной части профиля пропорционально  $c$  при сохранении средней линии базового П. к.; 3) изменением  $f_{\max}$  с сохранением формы средней линии при неизменных  $c$  и симметричной части П. к.; 4) сохранением верхней поверхности или аффинным (не пропорциональным  $c$ ) изменением верхней поверхности базового П. к., сопровождающимся модификацией нижней поверхности для удовлетворения различным аэродинамическим или конструктивным требованиям (критическое Маха число, продольный момент, толщина хвостового участка и т. д.). В случае нескольких базовых П. к. построение серии возможно путём интерполяции по определенному закону.

Форма П. к. различна для до-, транс- и сверхзвуковых скоростей полёта. Так, например, при малых дозвуковых скоростях допускаются П. к., форма которых приводит к повышенным значениям местных возмущений скоростей и давлений в сочетании со слабыми градиентами давления для предотвращения срыва потока. При больших дозвуковых скоростях для повышения критического числа Маха применяются П. к., форма которых обеспечивает пониженные возмущения в местной сверхзвуковой зоне. При сверхзвуковых скоростях иногда используются тонкие остроносые профили (параметр  $\{R\}/n/c^2 = 0$ ) для уменьшения волнового сопротивления и присоединения к передней кромке всего крыла или его части головной ударной волны.

Основными аэродинамическими характеристиками П. к., существенно зависящими от его геометрии, являются коэффициент подъёмной силы, сопротивления и продольного момента (см. *Аэродинамические коэффициенты*), а также *аэродинамическое качество*.

В. Д. Боксер, Я. М. Серебрянский.

**профиль полета** — траектория полёта летательного аппарата в координатах дальность — высота. Представляет собой последовательность участков, каждому из которых соответствует определенная программа изменения высоты и скорости. П. п. зависит от поставленной задачи. Полёт на максимальную дальность включает участок набора высоты, участок полёта в крейсерском режиме, обеспечивающем максимальную дальность (горизонтальный полёт или полёт с постепенным набором высоты в процессе выработки топлива), и участок снижения. При решении боевой авиацией определенных тактических задач, связанных с преодолением зоны ПВО, используются варианты П. п. с участком движения в зоне ПВО на максимальной высоте или на минимальной высоте с максимальной скоростью (см. рис.).

**профильное сопротивление** — разность между сопротивлением аэродинамическим крыла и его индуктивным сопротивлением. При дозвуковом докритическом обтекании (Маха число полёта  $M\{\infty\} < M$ .) П. с. целиком обусловлено вязкостными эффектами. При равном нулю коэффициенте подъёмной силы ( $c_{ya} = 0$ ; см. *Аэродинамические коэффициенты*) П. с. хорошо спроектированного плоского крыла близко к сопротивлению трения, а сопротивление, обусловленное силами давления, очень мало. Изменение угла атаки приводит, как правило, к росту П. с. в связи с появлением на крыле зон *отрывного течения*. Выделить индуктивное, или вихревое, сопротивление из полного сопротивления на практике весьма сложно. Поэтому для оценки П. с. и, соответственно, совершенства крыла часто принимают в качестве эталона минимальное теоретическое значение коэффициента индуктивного сопротивления  $c_{xa} = c_{ya}^2 / (\{\pi\lambda\})$ , где  $\{\lambda\}$  — удлинение крыла. В этом случае коэффициент П. с.  $c_{xa\text{ пр}} = c_{xa} - c_{ya}^2 / (\{\pi\lambda\})$ . При дозвуковых сверхкритических обтеканиях ( $M\{\infty\} > M$ ) в П. с. кроме составляющих, обусловленных влиянием вязкости, входит и *волновое сопротивление*. Это связано с появлением в поле течения местных сверхзвуковых зон, замыкаемых интенсивными скачками уплотнения. В результате необратимых потерь кинетической энергии потока в этих скачках П. с. крыла даже при  $c_{ya} = 0$  резко возрастает и растет с увеличением  $M\{\infty\}$ . При этом взаимодействие замыкающих скачков уплотнения с пограничным слоем крыла может вызывать сильные срывы

потока, что приводит к дополнительному росту **П. с.**

При сверхзвуковых скоростях полёта полное сопротивление крыла обычно принято разделять на сопротивление, обусловленное объёмом или, иначе, толщиной крыла, и сопротивление, обусловленное подъемной силой, включающее вихревую и волновую составляющие. Сопротивление, обусловленное объёмом, — сопротивление плоского крыла с симметричным профилем крыла при нулевой подъемной силе — является по существу тем же **П. с.**

В технической литературе наряду с термином «**П. с.**» иногда применяют термин «сопротивление формы».

*Л. Е. Васильев.*

**профиля теория** — описывает взаимодействия профиля крыла бесконечного размаха с плоско-параллельным течением и позволяет определять его аэродинамические характеристики путём использования моделей идеальной жидкости, пограничного слоя и вязкой жидкости (газа).

Использование наиболее простой модели идеальной жидкости при безотрывном обтекании даёт возможность получить правильные качественные, а по некоторым параметрам и количественные результаты. Для расчёта обтекания профиля идеальной несжимаемой жидкостью используются обычно метод особенностей (см. *Источников и стоков метод*) и метод конформных отображений. В последнем методе применение простых отображающих функций позволило получить точные решения для ряда теоретических профилей (см. *Жуковского профиль*, профили Чаплыгина и др.); для профилей произвольной формы разработаны приближенные методы. Подъемная сила профиля пропорциональна циркуляции скорости (см. *Жуковского теорема*), значение которой определяется из Чаплыгина — Жуковского условия. В **П. т.** большую роль играет тонкого профиля теория, позволяющая рассчитать подъемную силу, продольный момент (см. *Аэродинамические силы и моменты*), распределение нагрузки по хорде.

Для чисто дозвукового обтекания профиля линейная Прандтля — Глауэрта теория даёт простую связь между течениями несжимаемой и сжимаемой жидкостей. Более точные теории (С. А. Христианович, 1940; Т. Карман — Тзян, 1939—1941), опирающиеся на приближенное решение уравнений Чаплыгина (см. *Годографа метод*), позволяют достаточно точно учитывать влияние сжимаемости среды вплоть до критического Маха числа  $M^*$ . Эти теории лежали в основе выбора формы первых, скоростных (рассчитанных на относительно большие дозвуковые скорости полёта) профилей (см. *Сверхкритический профиль*).

При числе Маха набегающего потока  $M_{\infty} > M^*$  вблизи профиля образуются местные сверхзвуковые зоны, которые в большинстве случаев замыкаются скачками уплотнения, являющимися источником волнового сопротивления  $X_{\omega}$  и приводящими при достаточной их интенсивности к отрыву пограничного слоя, к резкому изменению подъемной силы и продольного момента. Расчёт обтекания при наличии местных сверхзвуковых зон (см. *Трансзвуковое течение*) стал возможен лишь с появлением ЭВМ и развитием методов численного анализа, применение которых позволило определить новые формы профилей с пониженным значением  $X_{\omega}$  (см. *Сверхкритический профиль*). Теория подобия (Карман, 1947) показала, что при  $M_{\infty} = 1$  величина  $X_{\omega} \sim c^{5/3}$ , где  $c$  — относительная толщина профиля; отсюда следует необходимость применения тонких профилей для перехода через скорость звука.

При обтекании профилей сверхзвуковым потоком возможны два режима, реализация которых зависит от значения числа Маха  $M_{\infty}$  и формы профиля. На первом режиме головной скачок уплотнения присоединён к передней кромке профиля, и реализуется чисто сверхзвуковое течение. Для расчёта такого режима используются приближенные методы, связанные с разложением коэффициента давления (см. также *Аэродинамические коэффициенты*) по местному углу  $\nu$  наклона поверхности: линейная теория (см. *Аккерета формулы*); теории, учитывающие два или три члена разложения. Хорошие результаты даёт приближенный метод, использующий точные

соотношения для косо́го скачка уплотнения и *Прандтля — Майера течения* (метод скачков-расширений). Согласно линейной теории, коэффициент волнового сопротивления  $c_x\{\omega\} = c_x\{\omega\}_0 + c_x\{\omega\}_i$  (где  $c_x\{\omega\}_0\{\infty\}\{c\}^2$ ) зависит от формы профиля и при фиксированном значении  $c$  принимает минимальное значение для ромбовидного профиля —  $c_z\{\omega\}_i = (M^2\{\infty\} - 1)^{1/2}c_y^2/4$ , то есть пропорционален квадрату коэффициента подъёмной силы  $c_y$ , подобно индуктивному сопротивлению крыла конечного размаха при малых скоростях. Большое значение  $c_x\{\omega\}$  приводит к падению аэродинамического качества  $K = c_y/c_x$  при сверхзвуковых скоростях ( $c_x$  — коэффициент аэродинамического сопротивления). На втором режиме обтекания головной скачок уплотнения отсоединен от передней кромки профиля, и на некотором участке перед носовой частью профиля он близок к интенсивному прямому скачку уплотнения. В связи с этим сопротивление профилей с затупленной передней кромкой значительно больше сопротивления профилей с заострённой передней кромкой, обтекаемых со слабым присоединённым скачком уплотнения.

При расчёте гиперзвукового обтекания профиля линейная теория не применима (см. *Гиперзвуковое течение*); приближенное значение коэффициента давления может быть получено при помощи формулы Ньютона  $c_p = 2\sin^2\{\nu\}$  или её различных модификаций (см. *Ньютона теория обтекания*).

Для расчёта аэродинамических характеристик профиля на всех режимах его обтекания наряду с приближенными методами всё шире и интенсивнее применяются точные методы численного анализа (конечно-разностные методы, метод характеристик и др.).

При безотрывном обтекании профиля и больших *Рейнольдса числах* влияние вязкости определяется с помощью теории *пограничного слоя*. Согласно *Л. Прандтлю*, вытесняющее действие пограничного слоя учитывается путём «наращивания» на заданный профиль толщины вытеснения  $\{\delta\}^*$  и прибавления тонкого вязкого следа за профилем и последующего расчёта невязкого обтекания полученного таким образом контура. Уточнение результатов возможно при использовании итерационного процесса, в котором достигается согласование величины  $\{\delta\}^*$  и распределения давления по внешней границе пограничного слоя. Учёт вязкости приводит к уменьшению  $c_y$  при положительном угле атаки из-за более толстого пограничного слоя на верхней поверхности профиля. Расчётом находится *профильное сопротивление*, обусловленное действием сил трения и давления на обтекаемую поверхность. Деформация контура профиля за счёт  $\{\delta\}^*$  и следа вызывает изменение волнового сопротивления, которое при сверхзвуковых скоростях, как правило, уменьшается.

Для ряда важных случаев, когда теория пограничного слоя неприменима (отрыв пограничного слоя, течение в окрестности задней кромки, в месте падения скачка уплотнения и т. д.), используются различные численные методы решения уравнений Навье — Стокса и Рейнольдса. Локальная картина течения в окрестности указанных особых точек исследуется методом сращиваемых асимптотических разложений. Для приближенной оценки такой существенной характеристики профиля, как  $c_{y \max}$  (максимального значения  $c_y$ , определяемого началом отрыва потока), применяются различные полуэмпирические методы. Во многих из них используется экспериментально подтверждённое условие постоянства давления в зоне отрыва над профилем; соответствие вычисленных значений  $c_{y \max}$  с экспериментальными данными получается удовлетворительным.

**П. т.** охватывает не только рассмотренный выше случай обтекания изолированного профиля неограниченным потоком, но и некоторые другие случаи: профиль с закрылками и предкрылками, бипланы и полипланы, профиль вблизи поверхности Земли, решётки профилей и т. д. При решении таких задач используются описанные выше методы, усложнение которых обусловлено необходимостью удовлетворить дополнительным граничным условиям. К **П. т.** относится также обратная задача о построении контура профиля по заданному на нём распределению скоростей. Задача эта, как правило, не имеет решения в классе замкнутых самонепересекающихся контуров,

но разработанные методы её приближенного решения полезны для определения модификации формы профиля при требуемом изменении распределения скоростей.

*Лит.:* Седов Л. И., Плоские задачи гидродинамики и аэродинамики, 3 изд., М., 1980; Лойцянский Л. Г., Механика жидкости и газа, 6 изд., М., 1987.

С. В. Ляпунов, Я. М. Серебрянский.

**Прохоров** Алексей Николаевич (р. 1923) — советский лётчик, дважды Герой Советского Союза (дважды 1945), генерал-майор авиации (1976). В Советской Армии с 1940. Окончил Балашовскую военную авиационную школу (1942), Военно-воздушную академию (1950; ныне имени Ю. А. Гагарина). Участник Великой Отечественной войны. В ходе войны был лётчиком, командиром звена, командиром эскадрильи штурмового авиаполка. Совершил 238 боевых вылетов. После войны командир авиаполка, затем на преподавательской работе. Награждён орденом Ленина, 3 орденами Красного Знамени, орденом Александра Невского, 2 орденами Отечественной войны 1-й степени, 2 орденами Красной Звезды, орденом «За службу Родине в Вооружённых Силах СССР» 3-й степени, медалями. Бронзовый бюст в Борисоглебске Воронежской области.

**А. Н. Прохоров.**

**прочность авиационных конструкций** — свойство конструкций летательного аппарата сохранять целостность (не разрушаться) во всех допускаемых условиях эксплуатации в течение заданного ресурса, обеспечивая необходимый уровень безопасности при удовлетворении требований надёжности и эксплуатационной технологичности (см. также *Разрушение конструкции*).

Методы обеспечения и исследования **П.** составляют прикладную науку с таким же названием, в которой сложились следующие разделы: *Нормы прочности, статическая прочность, сопротивление усталости, эксплуатационная живучесть, аэроупругость*. Проектирование рациональной по условиям **П.** конструкции представляет комплексную проблему, при решении которой одновременно учитываются требования по статической прочности, сопротивлению усталости и живучести, по обеспечению безопасности летательного аппарата от *флаттера, шимми, дивергенции и реверса* органов управления. Эти требования удовлетворяются в рамках определенных весовых лимитов, обеспечивающих необходимую эффективность летательного аппарата.

Требования к статической прочности конструкции определяются по Нормам прочности в соответствии с назначением летательного аппарата и экстремальными условиями его эксплуатации. Статическая прочность обеспечивается проектированием на расчётные нагрузки. При этом несущая способность конструкции летательного аппарата оценивается по разрушающим напряжениям, определяемым как расчётным, так и экспериментальным путём в ходе испытаний конструктивных образцов и панелей из принятого конструкционного материала. Проверка статической **П.** конструкции производится при *статических испытаниях* натурной конструкции. В Нормам прочности регламентируется также остаточная **П.** конструкции при наличии частичных повреждений (например, трещин). В каждом конкретном случае статическая **П.** определяется на основе анализа, проводимого с учётом сохранения уровня безопасности авиационной конструкции за период между осмотрами не ниже уровня за время эксплуатации неповрежденной конструкции.

Требования к сопротивлению усталости также определяются Нормами прочности и направлены на обеспечение безопасности основной силовой конструкции в течение заданного ресурса при действии всей совокупности переменных нагрузок на всех режимах и этапах эксплуатации летательного аппарата (за весь срок службы). Суммарная повторяемость переменных нагрузок выявляется расчётом для всех возможных вариантов использования летательного аппарата и подтверждается измерениями при *лётных испытаниях* и эксплуатации, а также сбором статистических материалов по индивидуальной нагруженности летательного аппарата в эксплуатации.

Усталостная долговечность так называемых регулярных зон конструкции при проектировании рассчитывается с учётом кривых усталости для данного конструкционного материала с типовым концентратором напряжений, необходимого *коэффициента надёжности* и результатов экспериментальной проверки всех основных конструктивно-технологических решений. К моменту сертификации летательного аппарата производится проверка, а в необходимых случаях — доводка конструкции на основе лабораторных *ресурсных испытаний* натурной конструкции.

Для сохранения **П.** летательного аппарата при появлении повреждений в эксплуатации (трещин, коррозии и т. п.) Нормы прочности предусматривают требования обеспечения эксплуатационной живучести авиационных конструкций. Эти требования определяют допустимые значения скорости развития трещин в конструкции и её остаточной **П.**, что наряду с регламентируемыми регулярными осмотрами конструкции в эксплуатации обеспечивает требуемую надёжность. На стадии проектирования расчётная оценка эксплуатационной живучести производится на основе экспериментальных данных по трещиностойкости материалов (см. *Механика разрушения*) с последующей проверкой при ресурсных испытаниях натурной конструкции.

Способность авиационной конструкции противостоять опасным явлениям аэроупругости на стадии проектирования обеспечивается расчётом динамической устойчивости упругой конструкции в потоке воздуха и при движении по земле методами, при которых определяются критические скорости флаттера, дивергенции, реверса элеронов и шимми. Для определения критических скоростей производятся испытания *динамически-подобных моделей* в аэродинамических трубах, а также испытания шасси на копре с подвижной опорой.

К вопросам **П.** летательного аппарата относится широкий круг задач, которые формировались в тесной связи с развитием авиационной техники. В начальный период развития авиации, вплоть до 1920-х гг., максимальные скорости летательных аппаратов не превышали 100—200 км/ч и удельная нагрузка на крыло составляла около 500 Н/м<sup>2</sup>. Основным конструкционным материалом в этот период было дерево, а наиболее распространённым типом самолётов были *бипланы*. Типичной силовой схемой являлась пространственная ферма, образованная плоскостями крыльев, стойками и тросовыми расчалками. В большинстве случаев конструкция крыла была двухлонжеронной с мягкой обшивкой. В этот период исследования, связанные с **П.** авиационных конструкций, в нашей стране проводились в организованном *Н. Е. Жуковским* Расчётно-испытательном бюро при Московском высшем техническом училище, а с 1 декабря 1918 — в Центральном аэрогидродинамическом институте под руководством *А. Н. Туполева*, *А. А. Архангельского*, *В. П. Ветчинкина* и других советских учёных и конструкторов. Ферменная конструкция летательного аппарата позволяла широко использовать методы *строительной механики*. Однако некоторые особенности авиационных конструкций вызвали необходимость решения ряда дополнительных задач, которые не могли быть ранее решены методами классической строительной механики. К таким вопросам относятся: расчёт на **П.** сжато-изогнутых балок; исследование влияния предварительной затяжки тросов на напряжённое состояние фермы и другие. Уже тогда была начата разработка отечественных Норм прочности самолётов. В этот же период проводятся первые статические испытания авиационных конструкций на **П.** В 20-е гг. в конструкциях самолётов начинают использовать металлические детали. Максимальная скорость самолётов достигает 200—300 км/ч, а удельная нагрузка на крыло — до 1000 Н/м<sup>2</sup>. Типичной конструкцией самолёта становится моноплан с относительно толстым профилем крыла. Крыло такого самолёта имело лонжероны-фермы с мощными поясами и гофрированную обшивку, не участвующую в восприятии нормальных напряжений при изгибе. Под руководством Ветчинкина и *В. Л. Александрова* заканчивается создание первых отечественных Норм прочности самолётов.

В 30-е гг. в результате радикального совершенствования аэродинамических свойств авиационных конструкций и применения более мощных двигателей максимальная скорость самолётов достигла 500—600 км/ч, удельная нагрузка на крыло увеличилась до 2000 Н/м<sup>2</sup>. Типичной конструкцией становится свободносущий моноплан с гладкой обшивкой и убирающимся шасси. Рост скорости самолётов и изменения их конструктивной компоновки потребовали принципиально новых

решений вопросов **II**. Так, использование гладкой обшивки, работающей совместно с конструкцией на изгиб, привело к созданию моноблочных конструкций. Основными силовыми элементами самолёта становятся панели, состоящие из стрингерного набора и обшивки. Новый тип силовой авиационной конструкции потребовал разработки теории тонкостенных конструкций, составившей раздел прикладной теории упругости и строительной механики. Дальнейший рост скоростей выдвинул проблему динамической и статической устойчивости элементов конструкции упругого самолёта. Было установлено, что при достижении некоторой скорости самолёта, называемой *критической*, при определенных условиях наступает нарушение устойчивого равновесия сил, сопровождающееся возникновением интенсивных колебаний с возрастающей амплитудой, приводящих, как правило, к разрушению конструкции. Это явление получило название флаттера. На базе решения проблемы флаттера и других задач устойчивости были заложены основы аэроупругости, составляющей особый раздел прикладной механики. Существенный вклад в изучение этих проблем внесли советские учёные *М. В. Келдыш*, *Е. П. Гроссман*, *Я. М. Пархомовский*, *Л. С. Попов* и другие. В этот период Нормы прочности из свода некоторых Правил с количественными опытными данными превратились в инженерную дисциплину.

В начале 40-х гг., когда основное внимание было уделено обеспечению **II** серийных военных самолётов, решался целый ряд частных задач **II**, в том числе связанных с применением смешанных конструкций, состоящих из металлического силового каркаса и фанерной обшивки. После окончания Великой Отечественной войны с внедрением турбореактивных двигателей произошёл новый качественный скачок в развитии авиационной науки. Скорость самолётов достигает 1000 км/ч, а удельная нагрузка на крыло — 2500—4500 Н/м<sup>2</sup>. Появляются стреловидные крылья, что привело к ряду изменений и в силовой конструкции. Малые толщины несущих поверхностей и миделей фюзеляжа вызвали необходимость внедрения в силовую конструкцию панелей с толстой обшивкой. Основное внимание уделялось учёту влияния сжимаемости воздуха, что нашло отражение в Нормах прочности самолётов и в решении вопросов аэроупругости, а также в разработке методов расчёта на **II** стреловидных крыльях (работы под руководством *А. И. Макаревского*, *Т. А. Француза*). Исследования роли воздействия нерегулярных последовательностей статических нагрузок на долговечность конструкции и (на основании этих исследований) изучение проблемы *усталости* летательного аппарата проводились под руководством *Н. И. Марина*, *И. В. Ананьева* и других учёных.

Для 50-х гг. характерны исключительно высокие темпы развития авиационной техники. Достигнуты сверхзвуковые скорости полёта, приближающиеся к 3000 км/ч, удельная нагрузка на крыло возросла до 3500—6000 Н/м<sup>2</sup>. Наряду со стреловидными крыльями нашли применение крылья малого удлинения. Дальнейшее уменьшение относительной толщины несущих поверхностей привело к внедрению в силовую конструкцию панелей из слоистых материалов. Создание реактивных гражданских самолётов, а также применение вертолётов расширили границы проблемы усталости как одной из важнейших задач **II**. В эти годы исключительно быстрыми темпами развивается ракетная техника, выдвинувшая специфические требования к решению многих вопросов **II**.

В 60—70-е гг. создаются самолёты с длительным режимом полёта на сверхзвуковых скоростях, что приводит к существенному *аэродинамическому нагреванию* конструкции. Особую важность приобрели вопросы **II** и жёсткости авиационных конструкций, эксплуатируемых при высоких температурах. Потребовалось решение задач, связанных с определением *температурных полей* в конструкции и с решением проблем *тепловой прочности*, упругости и ползучести материалов при высокой температуре, создание методик *теплопрочностных испытаний*, внедрение в авиационную конструкцию новых материалов (исследования *А. А. Белоуса*, *В. Ф. Кутьинова* и других).

В 80-е гг. всё более актуальной становится проблема повышения эффективности транспортных и пассажирских самолётов. Возникает потребность в существенном увеличении ресурса авиационной конструкции. Для обеспечения высоких ресурсов и необходимой безопасности

полётов при наличии допускаемых трещин (частичных повреждений) в конструкции устанавливаются условия эксплуатационной живучести летательного аппарата (исследования А. Ф. Мелихова, А. З. Воробьёва и других).

Для всех разделов **II** характерно использование теоретико-расчётных методов с применением современных ЭВМ в сочетании с анализом результатов экспериментов, полученных в лабораторных условиях и в ходе летных испытаний летательного аппарата. Такой подход дает достаточно точные результаты при определении характеристик **II** авиационной конструкции в короткие сроки. Обеспечение **II** летательного аппарата при минимальной массе конструкции достигается благодаря использованию большого объема расчетов, исследований и испытаний авиационных конструкций с последующей доводкой их **II** в случае необходимости. Кроме того, устанавливается тщательный контроль технологии изготовления летательного аппарата и условий эксплуатации. Совокупность всех мероприятий по обеспечению **II** летательного аппарата представляет собой развитую систему, действующую на протяжении всего времени создания и существования конструкций летательных аппаратов.

Наряду с Центральным аэрогидродинамическим институтом большой вклад в развитие науки о **II** летательного аппарата внесли также коллективы, возглавляемые В. Г. Суверневым, И. Ф. Образцовым, Э. И. Григолюком, Р. В. Сакачом, Ю. Г. Одиноким и другими. Из зарубежных учёных наиболее известны в области исследования внешних нагрузок на летательный аппарат и регламентирования расчетных условий Дж. Тейлор, Х. Пресс (США), Х. Кюснер, А. Тайсман (Германия) и другие; в области статической прочности — Б. Гейтвуд (США), С. Батлер (Великобритания), Д. Аржирис (Германия), С. П. Тимошенко и другие; в области усталостной прочности — А. Пальмгрен (Германия), М. Майнер, У. Вейбулл (США), Б. О. Лундберг (Швеция) и другие; в области аэроупругости — Т. Теодорсен, М. Ц. Фын (США), Х. Раиснер (Германия), А. Коллар (Великобритания) и другие.

Дальнейшие исследования в области **II** авиационных конструкций связаны с перспективами развития летательных аппаратов. Одной из важнейших задач является разработка методов определения прочностных характеристик с помощью *системы автоматизированного проектирования*, создание универсальных высокоэффективных расчётно-экспериментальных комплексов. Обеспечение **II** перспективных тяжёлых и сверхтяжёлых самолётов требует учёта ряда специфических факторов. К ним относятся малая частота собственно короткопериодических колебаний, которая может явиться причиной возникновения «переуправления» летательного аппарата и, следовательно, больших внешних нагрузок; малые частоты *упругих колебаний* конструкции, приводящие к усилению динамических нагрузок и их повторяемости в полёте. Разработка сверхзвуковых и гиперзвуковых летательных аппаратов связана с обеспечением **II** при высоких температурах. Необходимы более совершенные методы нормирования расчётных условий **II** и применение методов расчёта авиационных конструкций с учётом нелинейной зависимости напряжений от деформаций. Обеспечение **II** таких конструкций тесно связано с решением задач теплоизоляции, теплоотвода или использования *горячей конструкции* летательного аппарата, а также с учётом влияния на **II** *акустических нагрузок*. Создание высокоманёвренных самолётов требует разработки высокоэффективных систем автоматического управления. При большом разнообразии используемых систем автоматического управления невозможна однозначная оценка их влияния на манёвренные нагрузки. Для оценки **II** конструкции проводится расчётно-экспериментальный анализ характеристик летательного аппарата с использованием ЭВМ и *пилотажных стендов*. Широкие возможности обеспечения **II** летательных аппаратов нового поколения открывают новые конструкционные материалы, среди которых важное место занимают различные *композиционные материалы*, позволяющие значительно снизить массу конструкции и улучшить прочностные характеристики летательного аппарата, и традиционные конструкционные металлические материалы с повышенной прочностью, а также внедрение *активных систем управления*, позволяющих существенно снизить нагрузки, действующие на конструкцию летательного аппарата в полёте.

*Лит.:* [Одинокое Ю. Г.](#), Расчет самолета на прочность, М., 1973; [Михеев Р. А.](#), Расчет вертолетов на прочность, ч. 1—3, М., 1973—74; Прочность самолета. Методы нормирования расчетных условий прочности самолета, под ред. А. И. Макаревича, М., 1975; Исследования по прочности авиационных конструкций, в кн.: ЦАГИ — основные этапы научной деятельности 1918—1968 гг. М., 1976; [Гиммельфарб А. Л.](#), Основы конструирования в самолетостроении, 2 изд., М., 1980; [Макаревич А. И.](#), [Чижов В. М.](#), Основы прочности и аэроупругости летательных аппаратов, М., 1982.

*А. Ф. Селихов.*

**Прошаков** Афанасий Григорьевич (1909—1985) — советский лётчик-испытатель, полковник. Окончил Ленинградскую теоретическую школу лётчиков (1931), Борисоглебскую школу лётчиков (1933), Высший тактические курсы усовершенствования командиров частей (1950). Работал в научно-исследовательском институте военно-воздушных сил (1940—1949). Участник Великой Отечественной войны. Сбил 4 самолёта и аэростат противника. Провёл государственные испытания опытных и модифицированных истребителей И-180, МиГ-3, Як-3, Як-9, Як-15, Як-19, Як-23, Як-25 и других. Летал на 117 типах самолётов, из которых 15 реактивные. Награждён 4 орденами Красного Знамени, орденом Отечественной войны 2-й степени, 2 орденами Красной Звезды, медалями. Портрет смотри на стр. 457.

**А. Г. Прошаков.**

**прямотеневой метод исследования** — один из основных *оптических методов исследования течений*. Характерной особенностью является отсутствие оптического сопряжения плоскости изучаемого объекта с плоскостью экрана. Для реализации **П. м. и.** в простейшем случае (рис. 1) используют точечный источник света, а на экране наблюдают как бы тень объекта (отсюда название). Известны усложнённые схемы, в которых между изучаемой областью потока и экраном размещают специальные оптические системы. Такие схемы применяются, как правило, когда невозможна регистрация прямотеневого изображения в масштабе 1:1 или необходима промежуточная фокусировка светового пучка для установки в наиболее узкой его части специальных затворов, светофильтров, диафрагм и др. Качество прямотеневого изображения и чувствительность **П. м. и.** существенно зависят от размеров источника света и дифракции света на краях неоднородности. Типичное прямотеневое изображение неоднородного потока газа приведено на рис. 2. Неоднородность потока на прямотеневом изображении выглядит в виде тёмного участка; светлые участки образуются отклонёнными лучами. Если отклонение невелико, то светлые участки расположены рядом с тёмными. **П. м. и.** обеспечивает визуализацию газового потока с резкими изменениями (большими градиентами) плотности среды. Широко используется в *аэродинамических трубах* с транс- и сверхзвуковыми потоками. Особенно эффективен для определения положения и формы *ударных волн, турбулентного пограничного слоя* и др. В некоторых случаях **П. м. и.** позволяет получать количественную информацию о расположении неоднородных областей в потоке газа.

*В. А. Яковлев.*

Рис. 1. Схема простейшей прямотеневой установки: 1 — источник света; 2 — световой пучок; 3, 3' — невозмущённый и возмущённый световые лучи соответственно; 4 — экран (фотоплёнка); 5 — изучаемая область потока.

Рис. 2. Зарегистрированное на фотоплёнке прямотеневое изображение обтекающей модель сверхзвукового потока: 1 — модель (шар с иглой); 2 — державка; 3 — области потока с турбулентной структурой; 4 — скачки уплотнения.

**прямоточный воздушно-реактивный двигатель** (ПВРД) — бескомпрессорный *воздушно-реактивный двигатель*, в котором сжатие воздуха производится в *воздухозаборнике* за счёт кинетической энергии набегающего потока атмосферного воздуха (схему ПВРД см. в статье

*Воздушно-реактивный двигатель*, рис. 1). ПВРД нашли применение в основном на беспилотных летательных аппаратах, используемых при больших сверхзвуковых скоростях полёта (разведчики, ракеты класса «воздух — земля», зенитные управляемые ракеты и другие). Летательный аппарат с ПВРД нуждается в стартовом двигателе-ускорителе, разгоняющем летательный аппарат до скорости включения ПВРД, соответствующей *Маха числу* полёта  $M_{нач} = 1,5—2$ . В качестве стартовых используются ракетные двигатели (ракетные двигатели твёрдого топлива или жидкостные ракетные двигатели). ПВРД входит в конструкцию большинства *комбинированных двигателей*. Максимальная скорость при использовании ПВРД на керосине соответствует  $M_{\infty} \approx 5—6$ . Вследствие ограничений по работоспособности и низкой эффективности всех типов газотурбинных двигателей при  $M_{\infty} > 3,5$  ПВРД и гиперзвуковой ПВРД оказываются единственными типами воздушно-реактивных двигателей для получения высоких сверхзвуковых и гиперзвуковых скоростей полёта.

Первоначально (50-е гг.) ПВРД устанавливались вне фюзеляжа летательного аппарата на пилонах или применялась компоновка двигатель — фюзеляж с лобовым (рис. 1, *а* и *б*), а позже кольцевым (рис. 1, *в*) воздухозаборниками. Первая ступень этих летательных аппаратов имела ракетные ускорители (ракетные двигатели твёрдого топлива или жидкостные ракетные двигатели) и отбрасывалась при достижении  $M_{нач}$ . С середины 60-х гг. начали разрабатываться интегральные (малообъёмные) компоновки, объединяющие в корпусе ракеты ПВРД и стартовый ракетный двигатель твёрдого топлива (рис. 1, *г* и *д* и рис. 2).

Уменьшение объёма ракеты достигается также использованием в ПВРД тяжёлых топлив с высокой объёмной теплотой сгорания (40—50 МДж/м<sup>3</sup>), например, тяжёлых углеводородов или борсодержащих топлив (жидких, суспензий и твёрдых). Применяются также твёрдые топлива с металлами (магний, алюминий).

Тяговые характеристики ПВРД выражаются безразмерным коэффициентом тяги  $C_p = P/(qF)$ , где  $P$  — тяга;  $q = \rho_n V^2/2$  — скоростной напор;  $\rho_n$  — плотность атмосферного воздуха;  $V$  — скорость полёта;  $F$  — площадь миделя (при  $M_{\infty} = 2—5$   $C_{p\ max} \approx 2,5-1$ ). Экономичность ПВРД характеризуется удельным импульсом  $I_{уд} = P/G_T$ , где  $G_T$  — секундный расход топлива (при  $M_{\infty} = 2—5$   $I_{уд} = 20—19$  кН\*с/кг, топливо — керосин). Эти значения в несколько раз превышают значения  $I_{уд}$  жидкостного ракетного двигателя и ракетного двигателя твёрдого топлива.

Высокая экономичность, возможность регулирования расхода топлива (тяги), проходных сечений реактивного сопла и воздухозаборника, свойство авторегулируемости тяги при изменении давления атмосферного воздуха по высоте полёта позволяют получить гибкие характеристики ПВРД, хорошо приспособляемые к потребностям летательных аппаратов различного назначения.

**Историческая справка.** Идея ПВРД предложена Р. Лореном (Франция, 1913). Теория ПВРД разработана Б. С. Стечкиным (1929). Первые разработки ПВРД выполнены во Франции (Р. Ледюк, 1933—1938) и СССР (И. А. Меркулов, 1939). Широкие разработки ПВРД начались в послевоенное время в СССР (М. М. Бондарюк и другие), США (Р. Марквардт), Великобритании и других странах. 70—80-е гг. характеризуются главным образом разработками малообъёмных ракет с ПВРД. Первая в мире малообъёмная ракета с ПВРД твёрдого топлива создана в СССР (1965). См. также *Гиперзвуковой прямоточный воздушно-реактивный двигатель*.

*Лит.:* Бондарюк М. М., Ильяшенко С. М., Прямоточные воздушно-реактивные двигатели, М., 1958.

В. А. Сосунов.

Рис. 1. Компоновки летательных аппаратов с ПВРД.

Рис. 2. Схема малообъёмной ракеты с интегральной двигательной установкой: 1 — корпус ракеты; 2 — секторный воздухозаборник по схеме *г* (см. рис. 1); 3 — сбрасываемая заглушка; 4 — камера сгорания ПВРД; 5 — сопло ПВРД; 6 — сбрасываемое сопло ракетного двигателя твёрдого топлива;

7 — заряд твёрдого топлива ракетного двигателя твёрдого топлива; 8 — топливный коллектор и стабилизатор горения топлива ПВРД; 9 — топливо ПВРД.

**ПС** — одно из применявшихся в СССР обозначений гражданских самолётов (пассажирских, почтовых и других). В числе этих самолётов, известных также под другие обозначениями, были ПС-4 («Юнкерс» W-33), ПС-5 (ХАИ-5, Р-10), ПС-7 (АНТ-7, Р-6), ПС-9 (АНТ-9), ПС-35 (АНТ-35), ПС-40, -41 (АНТ-40, СБ), ПС-84 (Лу-2), ПС-124 (модификация самолёта «Максим Горький» — АНТ-20бис) и другие.

**псевдоскачок** — область течения вязкого газа в канале, в которой происходит переход сверхзвукового течения в дозвуковое под действием противодействия на выходе из канала. В **П.** происходит интенсивное перемешивание потока и выравнивание его параметров по сечению. **П.** возникает в каналах воздушно-реактивного двигателя, аэродинамических трубах и других устройствах при *Маха числе* набегающего потока  $M_{\infty} > 1,3$  в результате взаимодействия замыкающего скачка уплотнения с *пограничным слоем*. При этом статическое давление на стенках канала плавно нарастает по длине  $L$  **П.** вплоть до максимального значения (см. рис.). Длина **П.** зависит от  $M_{\infty}$ , толщины пограничного слоя, *Рейнольдса числа*  $Re$  и других параметров. При уменьшении  $M_{\infty}$  и толщины пограничного слоя **П.** вырождается в обычный, близкий к прямому, скачок уплотнения. С увеличением  $M_{\infty}$  длина **П.** быстро растёт. Например, в цилиндрической трубе диаметром  $d$  при  $Re = 2 \cdot 10^6$  и  $M_{\infty} = 2$  она составляет  $L = 6,3d$ , а при  $M_{\infty} = 3$  —  $L = 9,5d$ . При увеличении противодействия на выходе из канала **П.** плавно или скачкообразно смещается против потока, и при определенном противодействии наблюдается фиксация начала **П.** у входной кромки, его длина при этом резко сокращается. Фиксация **П.** возникает также в местах излома и в области отверстий, используемых для *отсоса пограничного слоя*.

Переднюю часть **П.** составляет цепочка последовательных скачков различной формы. В этой части **П.** наблюдается *неустойчивость гидродинамическая*, обуславливающая высокочастотные пульсации *полного давления*, существенно нарастающие с ростом  $M_{\infty}$ . В задней части **П.** течение дозвуковое, интенсивность пульсаций уменьшается. Рассеяние энергии в **П.** (возрастание энтропии потока) происходит и в скачках уплотнения и в слое смешения, образующемся у стенок канала и постепенно заполняющем всё сечение потока. Однако основной причиной роста энтропии является диссипация энергии в слое смешения.

Понятие **П.** широко применяется для анализа работы воздухозаборников, каналов воздушно-реактивного двигателя и других устройств. При этом используется математический аппарат, разработанный на основе аппроксимаций профиля скорости в сечении **П.**

*Лит.:* Крокко Л., Ударные волны и псевдударные волны в каналах, в кн.: Основы газовой динамики, под ред. Г. Эммонса, пер. с англ. М., 1963. В. Г. Гурьлёв.

Структура псевдоскачка и распределение давления вдоль длины канала: 1 — скачки уплотнения; 2 — слой смешения.

**психологическая совместимость в авиации** — характеристика отношений между членами лётных экипажей, групп руководства полётами и т. п., проявляющихся в удовлетворённости межличностным общением и в согласованном взаимодействии. В авиации фактор совместимости («сплочённости», «слётанности») имеет важное значение. Различают психо-физиологическую совместимость — согласованность особенностей темперамента, психомоторных реакций и т. п., собственно психологическую совместимость — согласованность характеров, мотивов поведения; социально-психологическую совместимость — согласованность социальных ролей, интересов, ценностных ориентации. **П. с.** членов коллектива обнаруживается в следующих аспектах: поведенческом, определяющем успех совместной деятельности; эмоциональном, выражающемся в удовлетворённости членов коллектива друг другом; познавательном (когнитивном), проявляющемся в чёткой интеллектуальной координированности и взаимопонимании членов

коллектива при решении профессор задач. Определение уровня **П. с.** возможно путём специальных исследований в трёх направлениях. Первое из них — изучение успешности выполнения коллективом профессор задач, удовлетворённости членов коллектива взаимопониманием и взаимоотношениями в нём. Второе направление предусматривает исследование индивидуально-психологических особенностей личности каждого члена коллектива. Третье направление — изучение социально-психологических особенностей коллектива. Изучением проблем **П. с.** занимается авиационная психология — одно из направлений медицины авиационной.

*Лит.:* Петровский А. В., Платонов К. К., Психология межличностных отношений, о кн.: Общая психология, 2 изд., М., 1976; Психологическая теория коллектива, М., 1979.

*В. А. Бодров.*

**Пстыго** Иван Иванович (р. 1918) — советский военачальник, маршал авиации (1975), Герой Советского Союза (1978), заслуженный военный лётчик СССР (1967). В Советской Армии с 1936. Окончил Энгельсское военное авиационное училище лётчиков (1940), Высшую военную академию (1957; позже Военная академия Генштаба Вооруженных Сил СССР). Участник Великой Отечественной войны. В ходе войны был штурманом авиадивизии, корпуса, командиром штурмового авиаполка. Совершил 96 боевых вылетов. После войны командир авиаполка, авиадивизии, авиакорпуса, командовал воздушной армией. В 1967—1977 заместитель главнокомандующего ВВС.

Награждён 2 орденами Ленина, орденом Октябрьской Революции, 7 орденами Красного Знамени, орденом Александра Невского, 2 орденами Отечественной войны 1-й степени, орденом Красной Звезды, медалями.

*Соч.:* На боевом курсе, М., 1989.

**И. И. Пстыго.**

**Пугачев** Виктор Георгиевич (р. 1948) — советский лётчик-испытатель, Герой Советского Союза (1988). После окончания Ейского военно-воздушного авиационного училища лётчиков имени В. М. Комарова (1970) лётчик-инструктор, командир звена (до 1977). Закончил Школу лётчиков-испытателей Министерство авиационной промышленности (1978), Московский авиационный институт (1980). В 1978—1980 лётчик-испытатель ЛИИ, затем в опытном конструкторском бюро имени П. О. Сухого. Испытал более 50 типов машин, включая опытные и экспериментальные, среди которых — Су-7Б, Су-9, Су-15, Су-24, Су-25, Су-27 и их модификации. В числе первых на истребителе-перехватчике Су-27 произвёл взлёт с трамплина (1982), посадку с использованием аэрофанишера (1984), освоил высокоширотные полёты с посадкой на ледовом аэродроме (1988). Установил 7 мировых рекордов скороподъёмности (1986) на самолёте П-42 (модификация Су-27). Первым освоил на истребителе Су-27 динамичный выход на большие углы атаки (90° и более) — манёвр, получивший название «кобра **П.**» после его демонстрации на авиационном салоне в Бурже (1989). Премия имени профессора Н. Е. Жуковского (1989). Награждён орденом «знак Почёта», медалями.

**В. Г. Пугачёв.**

**Пугачев** Владимир Семёнович (р. 1911) — советский учёный, основоположник статистической теории управляемых систем, академик АН СССР (1981; член-корреспондент 1966), заслуженный деятель науки и техники РСФСР (1958), генерал-майор инженерно-авиационной службы (1949). В Советской Армии с 1929, участник Великой Отечественной войны. Окончил Военно-воздушную академию Рабоче-крестьянской Красной Армии имени профессора Н. Е. Жуковского (1931; ныне Военно-воздушная инженерная академия имени профессора Н. Е. Жуковского). С 1932 начальник вычислительного бюро НИИ ВВС. В 1934—1972 начальник кафедр Военно-воздушной инженерной академии (профессор с 1939), с 1972 преподаёт в Московском авиационном институте, заведующий лабораторией статистических методов Института проблем управления АН СССР

(1956—1984), с 1984 заведующий отделом статистических основ информатики Института проблем информатики АН СССР. Автор фундаментальных работ в области авиационной баллистики и динамики полёта, теории управления и информатики, теории дифференциальных уравнений и теории вероятностей. Создал научную школу в области прикладной теории вероятностей. Ленинская премия (1990), Государственная премия СССР 1948, 1976). Награждён орденами Ленина, Красного Знамени, 2 орденами Трудового Красного Знамени, орденами Отечественной войны 1-й и 2-й степени, Дружбы народов, 2 орденами Красной Звезды, орденом «Знак Почёта», медалями.

Соч.: Теория случайных функций и ее применение к задачам автоматического управления, 3 изд., М., 1962; Стохастические дифференциальные системы, М., 1985 (совм. с И. Н. Сеницыным).

**пулеметно-пушечное вооружение авиационное** — авиационные пулеметы, пушки с их установками, а также боепасы к ним и прицельные системы, применяемые на летательных аппаратах. Основные характеристики: калибр пушек 20—57 мм, калибр пулемётов 7,62—15 мм, темп стрельбы 300—10000 выстрелов в 1 мин, начальная скорость снаряда (пули) 700—1100 м/с, масса пулемётов 8—25 кг, масса пушек 20—140 кг. Эффективная дальность стрельбы пушек 2000 м, крупнокалиберных пулемётов до 1200 м. По конструкции авиационные пулемёты и пушки подразделяются на 3 основные группы: одноствольные (с одним патронником или блоком из четырёх патронников и более — револьверные), использующие в работе энергию отката ствола или пороховых газов, отводимых в газовый двигатель; двуствольные с газоотводным двигателем автоматики; многоствольные (с блоком из трёх стволов и более). При стрельбе блок стволов вращается относительно неподвижного кожуха; во вращение он приводится газоотводным двигателем или внешним силовым приводом (электро-, гидро-, пневмодвигатель, воздушная турбина и т. п.). Темп стрельбы можно регулировать. Применяемые боеприпасы обладают осколочным, фугасным, бронебойным или зажигательным действием.

Боевое применение **П.-п.в.** обеспечивается сложным комплексом устройств, и систем — авиационными артиллерийскими установками (ААУ), которые могут быть подвижными и неподвижными. В зависимости от места расположения различают 3 типа ААУ: встроенные фюзеляжные (верхние, нижние, бортовые, носовые, кормовые); встроенные крыльевые; подвесные или съёмные (подфюзеляжные, подкрыльевые). На истребителях и истребителях-бомбардировщиках применяются обычно неподвижные ААУ (прицеливание в воздухе осуществляется маневрированием летательного аппарата). Подвижные установки бомбардировщиков обеспечивают угловое перемещение оружия относительно летательного аппарата в одной или двух плоскостях, причём верхние, нижние и бортовые фюзеляжные установки могут иметь полусферическую зону обстрела, а кормовые и носовые — секторную. На одной ААУ могут устанавливаться 1—4 пушки или пулемёта; боекомплект достигает несколько тысяч патронов, а масса установки — 1 т.

В состав ААУ входят следующие устройства и системы: лафет, системы управления наводкой, питания и управления огнём. Лафет — силовая конструкция, соединяющая оружие с летательным аппаратом. Он состоит из станка, узлов крепления к нему оружия и амортизатора, смягчающего силу отдачи. Система управления наводкой, в которую входят измеритель рассогласования и силовой привод, управляет движением оружия в соответствии с данными прицела. Измеритель рассогласования состоит из датчика (контролирует угловое положение прицела) и приемника (контролирует угловое положение оружия). Если угловые положения прицела и оружия не согласованы, то измеритель подает сигнал на силовой привод, который разворачивает оружие в положение, согласованное с прицелом. Система питания включает патронные ящики, рукава питания, гильзо- и звеньеотводы и сборники. Система управления огнём предназначена для открытия и прекращения автоматической стрельбы, предохранения от прострела частей летательного аппарата (профильные ограничители стрельбы и контурные механизмы обвода), экономного расходования боеприпасов (счётчик патронов), включения в работу механизма перезарядки оружия (автомат перезарядки). Некоторые образцы системы управления наводкой

имеют специальные автоматические устройства для регулирования темпа стрельбы. Основное направление дальнейшего развития системы управления наводкой — автоматизация управления (использование радиолокационного и телетепловизионного прицелов, средств автоматики и вычислительной техники).

Разработка современных образцов **П.-п. в.** проводится с учётом тактики его применения, ограничений, накладываемых летательным аппаратом, на которых предполагается размещение автоматических пушек, а также минимальной номенклатуры боеприпасов и максимальной унификации вооружения.

*А. Г. Шипунов, В. П. Грязев.*

**пульсирующий воздушно-реактивный двигатель** (ПуВРД) — бескомпрессорный *воздушно-реактивный двигатель* периодического действия с теплоподводом к рабочему телу при повышенном давлении газового потока. По типу рабочего процесса ПуВРД можно разделить на две основные группы: волнового типа без автоматических клапанов или с клапанами на входе (ПуВРД) и с принудительным наполнением и продувкой (ПуВРД). В ПуВРД (см. рис.) повышение давления в процессе сгорания топлива в камере приводит в движение массу газа и воздуха, заполняющих камеру и длинное реактивное сопло, и вызывает перераспределение давления по тракту двигателя, вследствие чего камера сгорания и часть реактивного сопла заполняются новыми порциями воздуха, и давление в камере повышается перед сгоранием топливно-воздушной смеси в новом цикле. В ПуВРД, имеющих короткое сопло, автоколебания не играют заметной роли, а привод клапанов, продувка камеры и наполнение осуществляются принудительно. По конструктивным особенностям различают ПуВРД бесклапанные, с одноклапанной камерой сгорания (клапаны на входе) и с двухклапанной камерой сгорания (клапаны на входе и выходе из камеры). Идеальный цикл ПуВРД — цикл со сгоранием при постоянном объёме ( $V = \text{const}$ ) — обеспечивает потенциальные термодинамические преимущества ПуВРД перед прямоточным воздушно-реактивным двигателем, работающим по циклу со сгоранием при постоянном давлении ( $p = \text{const}$ ). Действительный цикл ПуВРД зависит от типа двигателя и потерь в элементах, различаясь в бесклапанных, одно- и двухклапанных ПуВРД. В наиболее распространённом типе ПуВРД — ПуВРДвт максимальное давление в цикле в 2,5—3 раза ниже, чем в цикле со сгоранием при  $V = \text{const}$ . В отличие от прямоточного воздушно-реактивного двигателя ПуВРД развивает тягу в стартовых условиях (при нулевой скорости полёта), однако уже при полёте с *Маха числом*  $M_{\infty} > 0,4—0,5$  ПуВРД уступает по *лобовой тяге* (из-за существенно меньшего расхода воздуха) и удельной массе.

ПуВРД устанавливались на самолётах-снарядах (например, *ФАУ-1*) и беспилотных мишенях.

*Р. И. Курзинер.*

**пульт управления летательного аппарата** — предназначается для размещения переключателей, тумблеров, кнопок управления и средств отображения информации, относящихся к одной или нескольким системам (топливной, гидравлической, противообледенительной и другим) или к комплексу оборудования летательного аппарата. На самолётах 70—80-х гг. использовались **П. у.:** автопилота, системы автоматического траекторного управления, навигационного комплекса, радиотехнических систем ближней и дальней навигации, радиосвязных систем и других.

На самолётах начала 90-х гг. для уменьшения веса, экономии места в кабине и снижения нагрузки на членов экипажа автономные пульта заменены комплексными пультами (КП). КП построены таким образом, что могут выполнять функции автономных пультов любой из систем комплекса: например, КП радиотехнических систем может управлять настройкой и работой всех основных радиотехнических систем и устройств, КП системы самолётовождения отображает информацию о работе всех навигационных систем и при необходимости может управлять ими. В состав КП управления цифровым оборудованием, как правило, входят специализированный микропроцессор в сочетании с дисплеем и многофункциональными кнопками, меняющими своё назначение и

индицируемые надписи непосредственно по команде оператора или через процессор. В КП могут быть блоки памяти (например, для выбора и настройки частот радиотехнических систем) и логической программы самоконтроля и предупреждения неправильных действий экипажа.

В зависимости от расположения **П. у.** в кабине различают: центральный пульт кабины — пульт, устанавливаемый в центре кабины между рабочими местами сидящих рядом членов экипажа летательного аппарата и обращённый лицевой панелью в их сторону; бортовой (боковой) пульт кабины летательного аппарата — устанавливается в кабине у левого (правого) борта летательного аппарата; потолочный пульт (см. рис. к статье *Кабина экипажа*).

**П. у.** в сочетании со средствами отображения информации образуют конструктивные элементы кабины, называемые авиационными панелями управления. Иногда **П. у.** называют щитком управления.

*А. Л. Авицев.*

**пусковая система газотурбинного двигателя** — совокупность устройств, предназначенных для принудительной раскрутки ротора газотурбинного двигателя при его запуске. **П. с.** состоит из пускового устройства (ПУ) — устройства для принудительной раскрутки ротора газотурбинного двигателя в процессе запуска, источника энергии, системы её передачи к ПУ, автоматики (панель с программным автоматом, элементы регулирования и коммутации). Выбор типа и параметров **П. с.** определяется типом и назначением летательного аппарата, значением и характером изменения требуемой мощности ПУ ( $N_{пу}$ ), продолжительностью запуска газотурбинного двигателя, автономностью летательного аппарата. На выбор типа и параметров **П. с.** существенное влияние оказывают также возможность многоцелевого применения элементов **П. с.** (например, для подготовки и проверки энергосистем летательного аппарата), её ресурс, возможность запуска газотурбинного двигателя от работающего двигателя (на многодвигательных летательных аппаратах), возможность использования для запуска как от бортового, так и от аэродромного источника питания и других. В основном применяются электрические, воздушные (со сжатым воздухом низкого давления), турбокомпрессорная и гидравлическая **П. с.**

Область эффективного использования электрической **П. с.** ограничивается мощностью 18 кВт (в отдельных случаях до 45 кВт). На лёгких вертолётах и самолётах электрическую **П. с.** применяют для запуска основного газотурбинного двигателя, на средних и тяжёлых — для запуска газотурбинного двигателя вспомогательной силовой установки (вспомогательная силовая установка) и турбокомпрессорного стартера. В качестве пускового устройства в электрической **П. с.** используются электростартер (электродвигатель) и стартер-генератор (при запуске газотурбинного двигателя используется как стартер, а при работающем двигателе — как электрический генератор), в качестве источников питания — аккумуляторы ( $N_{пу} < 15$  кВт) или вспомогательная силовая установка ( $N_{пу} = 15—45$  кВт).

Воздушные **П. с.** (рис. 1) применяются на многодвигательных вертолётах и самолётах при  $N_{пу} = 20—150$  кВт. В качестве источника сжатого воздуха в такой **П. с.** используются вспомогательная силовая установка, газотурбинный двигатель, наземный пусковой агрегат, в качестве ПУ — воздушный турбостартер — турбина (центростремительная или осевая, рис. 2), работающая на сжатом воздухе низкого давления. Параметры воздуха на входе в воздушный турбостартер составляют: давление 250—500 кПа, температура 420—600 К, расход 0,35—1,2 кг/с. На некоторых летательных аппаратах (преимущественно одноразового применения) используются воздушные турбостартеры, работающие на сжатом воздухе высокого давления (от баллонов со сжатым воздухом).

Область применения турбокомпрессорных **П. с.** — одно-, двухдвигательные самолёты военной авиации (при  $N_{пу} > 50$  кВт). В качестве ПУ в такой **П. с.** используется турбокомпрессорный стартер (газотурбинный двигатель, используемый как ПУ для запуска основного двигателя) или турбокомпрессорный стартер-энергоузел (газотурбинный двигатель, используемый как ПУ для

запуска основного газотурбинного двигателя, а также в качестве источника энергии для питания бортовых систем летательного аппарата).

На летательных аппаратах с широким использованием гидравлических систем для запуска вспомогательной силовой установки и основного газотурбинного двигателя применяются гидравлические **П. с. В** качестве ПУ в гидравлических **П. с.** используется обратимый гидронасос, работающий при запуске газотурбинного двигателя как гидродвигатель (гидростартер). Для запуска вспомогательной силовой установки, а иногда и маломощного газотурбинного двигателя (при отсутствии вспомогательной силовой установки на летательном аппарате) применяется гидропневмоаккумулятор.

Для некоторых летательных аппаратов (преимущественно одноразового применения) могут использоваться **П. с.** с ограниченным запасом рабочего тела: с топливовоздушным турбостартером, в камеру сгорания которого подаётся от баллонов сжатый воздух высокого давления; с турбостартером, работающим на твёрдом топливе (порохе); с турбостартером, работающим на жидком однокомпонентном (унитарном) топливе и другие. Для запуска малогабаритных, вспомогательных, подъёмных газотурбинных двигателей может использоваться воздушные **П. с.** с непосредственной подачей сжатого воздуха на рабочие лопатки турбины (компрессора).

*Лит.: Кац Б. М., Жаров Э. С., Винокуров В. К., Пусковые системы авиационных газотурбинных двигателей, М., 1976.*

*Б. М. Кац.*

Рис. 1. Схема воздушной пусковой системы многодвигательного самолёта: 1 — маршевый газотурбинный двигатель; 2 — воздушный турбостартер; 3 — регулирующая заслонка; 4 — пусковая заслонка; 5 — подача воздуха от аэродромно-пускового агрегата; 6 — обратный клапан; 7 — газотурбинный двигатель вспомогательной силовой установки; 8 — подача воздуха в систему кондиционирования; 9 — отбор воздуха от маршевого газотурбинного двигателя.

Рис. 2. Кинематическая схема воздушного турбостартера с осевой турбиной: 1 — отсечная заслонка; 2 — сопловой аппарат; 3 — осевая турбина; 4, 5 — шестерни редуктора; 6 — наружная обойма храповика; 7 — коронная шестерня редуктора; 8 — шестерня выключателя; 9 — ведущая шестерня редуктора.

**пусковая установка** (ПУ) авиационная — устройство для транспортировки и пуска ракет. ПУ может быть съёмной или являться частью летательного аппарата. Конструктивно ПУ состоит из направляющей, стопорного и контактных устройств, объединённых в силовом корпусе (см. рис.). Направляющие служат для удерживания ракеты при транспортировке и направления её при пуске. На самолётах направляющие ПУ могут иметь «нулевую» длину (точечная подвеска), так как скорость носителя обеспечивает устойчивое движение ракеты на начальном участке траектории. По конструкции направляющие делятся на ползковые и трубчатые, они могут объединяться в блоки для применения группы ракет (в этом случае они называются блоками ракетных орудий). Стопорные устройства предназначены для удерживания ракеты от продольного перемещения при транспортировке, они могут быть механическими (например, пружинными), электромеханическими и другими. Стопорные устройства размещаются на каждой направляющей отдельно, но могут иметь групповое управление для обслуживания ПУ на земле. Контактное устройство служит для передачи электрических импульсов при пуске двигателя ракеты, а также для передачи командных импульсов исполнит, устройствам ракеты, находящейся на ПУ. Электрическая связь ПУ с летательным аппаратом осуществляется через штепсельный разъём, размещённый на силовой балке ПУ между узлами подвески.

Съёмная пусковая установка: 1 — ракета; 2 — корпус пусковой установки; 3 — узлы подвески; 4 — штепсельные разъёмы; 5 — направляющие; 6 — стопорное устройство.

**путевая скорость** — скорость летательного аппарата относительно поверхности Земли. **П. с.** определяется в каждый момент времени как векторная сумма воздушной скорости летательного аппарата и скорости ветра. Понятие **П. с.** используется в аэронавигации.

**Путилов** Александр Иванович (1893—1979) — советский авиаконструктор, профессор (1945) заслуженный деятель науки и техники РСФСР (1972). После окончания Московского высшего технического училища (1920) принимал участие в комиссии по цельнометаллическому самолётостроению, в создании самолётов А. Н. Туполева (от АНТ-2 до АНТ-6). С 1932 возглавлял КБ при Тушинском авиационном заводе. Под руководством **П.** созданы серийные пассажирские самолёты «Сталь-2» (1931) и «Сталь-3» (1933) из нержавеющей стали. На опытном самолёте «Сталь-11» (1937) впервые в СССР были применены взлётно-посадочные щитки, получившие название «щитки ЦАГИ». Занимался сварными конструкциями в «Дирижаблестрое». Был необоснованно репрессирован и в 1938—1940 находился в заключении, работая в бригаде *В. М. Петлякова* в ЦКБ-29 НКВД, затем на конструкторской работе на разных заводах. С 1943 преподавал в Военно-воздушной академии Рабоче-крестьянской Красной Армии имени профессора Н. Е. Жуковского (ныне Военно-воздушная инженерная академия имени профессора Н. Е. Жуковского). С 1955 на конструкторской работе в опытном конструкторском бюро *А. Н. Туполева*. Награждён орденами Ленина, Отечественной войны 2-й степени, Трудового Красного Знамени, Красной Звезды, медалями. Портрет смотри на стр. 461.

**пылезащитное устройство** (ПЗУ) **газотурбинных двигателей вертолётов** — устройство съёмное или встроенное), устанавливаемое перед воздухозаборником двигателя и предназначенное для очистки засасываемого в двигатель воздуха от пыли с целью уменьшения абразивного износа элементов его проточной части. Использование ПЗУ для газотурбинных двигателей вызвано большой концентрацией пыли в воздухе вокруг вертолёт, работающего в непосредственной близости от поверхности земли, в результате отбрасывания к земле воздушных потоков несущим винтом. Для газотурбинных двигателей вертолёт, как правило, применяются ПЗУ инерционного типа, в которых под действием инерционных сил частицы пыли сепарируются из засасываемого двигателем воздуха и затем выбрасываются из ПЗУ обратно в атмосферу с помощью вентилятора или эжектора.

Инерционные ПЗУ бывают мульти- или моноциклонной конструкции, а также с профилированными каналами с поворотами, необходимыми для сепарации пыли из воздушного потока. Мультициклонное ПЗУ представляет собой блок из нескольких десятков цилиндрических трубок небольшого размера (циклонов) с завихрителями потока на входе, создающими условия для сепарации пыли в закрученном потоке. Такое ПЗУ задерживает до 98% массы пыли, содержащейся в проходящем через циклон воздухе. Однако оно редко используется из-за относительно больших габаритных размеров и массы. Чаще используются моноциклонное ПЗУ (см. рис.) и ПЗУ с профилированными каналами, степень очистки в которых составляет 75—85%.

*Л. С. Рысин.*

Встроенное пылезащитное устройство: 1 — закручивающая лопатка; 2, 4 — раскручивающие лопатки; 3 — лопатки компрессора; 5 — элементы конструкции двигателя; *a* — вход воздуха в двигатель; *б* — воздух с пылью; *в* — к отсасывающему устройству; *г* — вход воздуха в компрессор.

**Пышнов** Владимир Сергеевич (1901—1984) — советский учёный в области аэродинамики самолёта, генерал-лейтенант-инженер (1946), доктор технических наук (1958), заслуженный деятель науки и техники РСФСР (1942), председатель самолётной секции Научно-технического комитета военно-воздушных сил (1949—1968). С 1920 в Советской Армии. Окончил Военно-воздушную академию Рабоче-крестьянской Красной Армии имени профессора Н. Е. Жуковского (1925; ныне Военно-воздушная инженерная академия имени профессора Н. Е. Жуковского). Работал в частях военно-воздушных сил и в опытном конструкторском бюро *Н. Н. Поликарпова*. Преподавал в Военно-воздушной инженерной академии имени профессора Н. Е. Жуковского (1926

—1984, профессор, начальник кафедры). Автор научных трудов по теории штопора, управляемости, манёвренности самолёта. Награждён 2 орденами Ленина, 2 орденами Красного Знамени, орденами Отечественной войны 1-й степени, Трудового Красного Знамени, медалями.

Соч.: Штопор самолета, М.—Л., 1934; Аэродинамика самолета, 3 изд., ч. 1—2, М.—Л., 1939; Динамические свойства самолета, М., 1951; Основные этапы развития самолета, М., 1984.

### В. С. Пышнов.

**«Пьяджо»** (Industrie Aeronautiche e Meccaniche Rinaldo Piaggio, SpA) — самолето- и двигателестроительная фирма Италии. Современное название с 1964. Основана в 1884 как машино- и кораблестроительная фирма. В 1916 начала производство самолётов конструкции *Дж. Капрони*. После Первой мировой войны выпускала самолёты собственной конструкции и по лицензии, с 1925 — также и авиадвигатели. До 1943 выпустила несколько тысяч самолётов и гидросамолётов, в том числе тяжёлый бомбардировщик P.108 с четырьмя поршневыми двигателями (первый полёт в 1939, смотри рис. в таблице XXII) и его военно-транспортный и пассажирский варианты. После возобновления деятельности в 1946 разработала самолёты: амфибию P.136 с двумя поршневыми двигателями (1948), тренировочный P.148 (1951), связной P.149 (1953), туристский P.166 (1957), лёгкий реактивный транспортный PD-808 (1964, совместно с фирмой «Дуглас»), транспортный P.166 DL3 с двумя турбовинтовыми двигателями (1976), административный восьмиместный P.180 «Аванти» с двумя турбовинтовыми двигателями (1986, см. рис.).

Фирма участвует в производстве ряда самолётов других фирм, выпускает по лицензиям США и Великобритании поршневые двигатели и газотурбинные двигатели для самолётов и вертолётов.

*Ю. Я. Шилов.*

### Административный самолёт Пьяджо P.180 «Аванти».

**Пясецкий** (Piasecki) Франк Николас (р. 1919) — американский конструктор и лётчик-испытатель винтокрылых летательных аппаратов. Сын выходца из дореволюционной России. Окончил Пенсильванский университет (1939) и Гуггенхаймовскую школу авиации Нью-Йоркского университета (1940). В 1936—1940 работал механиком, а затем инженером-аэродинамиком на фирмах «Келлетт» и «Платт Ле Пейдж». В 1943 основал фирму «П-В энджиниринг форум», переименованную в 1946 в «Пясецкий геликоптер» (впоследствии в «Боинг вертол»), где построил в 1945 первый в мире серийный вертолёт продольной схемы PV-3. Всего (до 1956) П. разработано 6 вертолётов продольной схемы с взлётной массой 2,5—15 т. В 1956 П. вышел из основанной им фирмы, образовав новую («Пясецкий эркрафт»), где занимался постройкой и испытаниями летающих платформ, винтокрылов и геликостата (гибрида дирижабля и вертолёта).

### Ф. Н. Пясецкий.

**Пятышев** Роман Валентинович (1910—1992) — советский конструктор аэростатов и дирижаблей, канд. технических наук (1951). Окончил дирижаблестроительный факультет Московского авиационного института (1932). В 1932—1940 преподавал в Московской воздухоплавательной школе и Дирижаблестроительном институте ГВФ. В 1942—1957 и с 1974 в Центральном аэрогидродинамическом институте, в 1957—1974 в Долгопрудненском КБ автоматики (с 1967 заместитель главного конструктора). Разрабатывал конструкции привязных и свободных аэростатов (в том числе моторизованный аэростат МАН-1400), субстратостатов и стратостатов различного назначения, оболочки всех строившихся в СССР дирижаблей (до 1946), полумягкие дирижабли. Предложил ряд методов испытаний баллонных материалов и баллонных конструкций, метод полунатурных испытаний высотных аэростатов, разработал методику проектирования и расчёта на прочность каркасированных плёночных оболочек стратостатов. Участвовал в разработке оболочек стратостата «Волга» объёмом 72,9 тысяч м<sup>3</sup>, в 1962 совершившего полёт на высоте 25458 м, и стратостата объёмом 107 тысяч м<sup>2</sup> с телескопом, на котором с 1966 проводятся

систематические полёты на высоте 20 км. Награждён орденом Красной Звезды, медалями.

**Р. В. Пятышев.**

**Р** — 1) использовавшееся в СССР ( в основном в 20—30-х гг.) обозначение самолетов типа «разведчик». Наиболее известные из них Р-1, Р-2, Р-5 *Н. Н. Поликарпова* (см. *Поликарпова самолеты*), Р-3, Р-6 *А. Н. Туполева* (см. *Ту*), Р-10 *И. Г. Немана*. Некоторые самолеты этого типа широко использовались и в гражданской (в том числе полярной) авиации.

2) Обозначение некоторых советских реактивных двигателей. Например, Р11-300, созданный под руководством *С. К. Туманского* (см. *АМ*)

**рабочее колесо компрессора** — вращающийся лопаточный венец *компрессора*, предназначенный для преобразования механической энергии вращения колеса в кинетическую и потенциальную энергию потока. Доля совершенной над воздухом работы, преобразуемой в потенциальную энергию потока в **Р. к. к.**, характеризует степень реактивности ступени компрессора.

**рабочее колесо турбины** — часть *ротора турбины*, состоящая из диска и расположенных на нём рабочих лопаток, в результате взаимодействия которых с потоком газа происходит преобразование его энергии в механическую работу. Рабочая лопатка (см. рис.) состоит из пера 2, которое обтекается газом, замка 5 для соединения с диском, нижней полки 3 для образования внутренней поверхности проточной части, бандажной полки 1 для уплотнения радиального зазора между лопатками и корпусом турбины и снижения низкочастотных колебаний лопатки и «ножки» 4 для уменьшения теплового потока из пера в замок. Диск состоит из обода 6 с пазами для крепления лопаток. Плотно диска 7 и втулка 8 — несущие элементы, воспринимающие нагрузки от центробежных сил и крутящего момента.

На лопатки **Р. к. т.** непосредственно воздействует газ с высокой температурой, поэтому они изготавливаются из более *жаропрочных сплавов*, чем диск. В высокотемпературных авиационных газотурбинных двигателях **Р. к. т.** охлаждаются воздухом, отбираемым от компрессора. Лопатки имеют развитую систему внутреннего охлаждения, выполненную в виде каналов и щелей внутри пера, через которые продувается охлаждающий воздух (см. *Охлаждение двигателя*). Они изготавливаются методом точного литья по выплавляемым моделям (неохлаждаемые лопатки могут изготавливаться также штамповкой), диски — штамповкой или прессованием из гранул (см. *Гранулируемые сплавы*) с последующей механической обработкой. Температура рабочей лопатки турбины достигает 1000{{°}}С, а окружные скорости 500 м/с, поэтому турбина является самым напряжённым и трудным в доводке элементом двигателя.

*В. Х. Абианц.*

**рабочее тело** — вещество, изменение параметров и физико-химического состояния которого, происходящее в элементах двигателя (компрессор, камера сгорания, турбина, входное и выходное устройства и др.) и в процессах, составляющих термодинамический *цикл двигателя*, обеспечивает преобразование тепловой энергии в полезную механическую работу. В авиационных газотурбинных двигателях и поршневых двигателях **Р. т.** являются сжатый воздух и продукты сгорания топлива, производящие работу в процессе расширения. В ракетных двигателях **Р. т.** являются продукты сгорания горючего и окислителя, запасаемых на борту летательного аппарата в жидком или твёрдом состоянии. Иногда **Р. т.** называется также *ракетное топливо*.

**равновесная скорость звука** — см. в статье *Скорость звука*.

**равновесное течение** — течение газа, в каждой точке которого поддерживается состояние термодинамического равновесия. В аэродинамике понятие **Р. т.** становится важным в том случае, когда имеют место *реального газа эффекты*. При этом **Р. т.** реализуется, если время *релаксации* физико-химических процессов намного меньше характерного времени пребывания частицы в рассматриваемой области поля течения. Тогда в каждой точке потока состояние газа (его состав,

возбужденные уровни внутренней энергии и т. д.) определяется местными значениями температуры.

**радиальная турбина** — турбина с радиальным течением рабочего тела. В зависимости от направления потока существуют **Р. т.** с направлением потока к центру (центростремительные) и от центра (центробежные) — см. рис. В авиации обычно применяются центростремительные и, как правило, одноступенчатые **Р. т.** в различного рода *вспомогательных силовых установках*, системах кондиционирования воздуха и т. п., где расход рабочего тела относительно мал.

Ступень **Р. т.** состоит из соплового аппарата (безлопаточного или лопаточного) и рабочего колеса. Безлопаточный сопловой аппарат существенно упрощает конструкцию **Р. т.**, позволяет использовать рабочее тело с более высокой температурой, уменьшает эрозию лопаток рабочего колеса и снижает уровень шума. В рабочем колесе большая часть теплоперепада (до 70%) срабатывается в результате действия центробежных сил. На выходе из рабочего колеса направление потока либо радиально-осевое, либо радиальное. Рабочие колёса **Р. т.** имеют малое число лопаток, их конструкция и производство просты.

В ступени **Р. т.** можно срабатывать больший теплоперепад, чем в ступени осевой турбины, так как при одинаковых напряжениях в рабочем колесе окружные скорости в **Р. т.** могут быть большими, чем в осевой. Обычно отношение давления на входе к давлению на выходе из турбины в **Р. т.** составляет 1,5—3,5 при окружной скорости на периферии рабочего колеса до 500 м/с, а максимальное значение мощностного КПД достигает 0,9 (см. в статье *Коэффициент полезного действия компрессора, турбины*).

К недостаткам **Р. т.** следует отнести большой диаметр корпуса турбины, трудности её компоновки в системе двигателя, а также сложность создания многоступенчатых **Р. т.**, в связи с чем они получили ограниченное распространение.

*Лит.:* Митрохин В. Т., Выбор параметров и расчет центростремительной турбины на стационарных и переходных режимах, 2 изд., М., 1974.

*Б. А. Пономарёв.*

**радиационный тепловой поток** — поток теплоты, уносимый (приносимый) от тела (к телу) электро-магнитным излучением. Излучаемый поверхностью тела **Р. т. п.** равен  $q_r = \{\{\epsilon\sigma\}\} T_w^4$  (закон Стефана — Больцмана), где  $\{\{\epsilon\}\}$  — так называемая интегральная степень черноты поверхности,  $T_w$  — её абсолютная температура,  $\{\{\sigma\}\}$  — постоянная Стефана—Больцмана, и при высоких температурах (что реализуется при полётах с гиперзвуковыми скоростями) достигает больших значений. Например, при температуре поверхности 600 К **Р. т. п.** в окружающее пространство может достигать 75 кВт/м<sup>2</sup>. Наряду с другими факторами этот **Р. т. п.** определяет *температуру равновесную* поверхности летательного аппарата. На отводе теплоты за счёт **Р. т. п.** основана так называемая *радиационная тепловая защита* конструкции летательного аппарата.

При скоростях входа летательного аппарата в плотные слои атмосферы, больших или приближённо равных второй космической скорости, **Р. т. п.** от высокотемпературного газа (образующегося в поле возмущающего течения) к поверхности сравним с тепловым потоком за счёт *конвективного переноса* и может даже превышать его. В отличие от конвективного **Р. т. п.** возрастает при увеличении радиуса носовой части летательного аппарата. Газодинамическое и радиационное (испускание и поглощение электро-магнитного излучения) процессы взаимосвязаны, так как при испускании (поглощении) излучения газ теряет (приобретает) энергию, а интенсивность излучения зависит от состояния газа. Уравнения газовой динамики при учёте излучения газа дополняются уравнением переноса излучения, а в *энергии уравнение* добавляется дивергенция вектора полного (по всем направлениям и частотам) потока лучистой энергии.

Лит.: Неравновесные физико-химические процессы в аэродинамике. М., 1972; Полежаев Ю. В., Юревич Ф. Б., Тепловая защита, М., 1976.

В. С. Галкин.

**радиовысотомер** — прибор на борту летательного аппарата для определения геометрической высоты полёта. Основан на принципе измерения времени прохождения радиоволн между моментами их излучения и приёма после отражения от поверхности Земли. Основные элементы **Р.**: приёмопередатчик с блоком обработки сигналов, передающая и приёмная антенны, индикаторы высоты. Различают **Р.** с частотной (рабочая частота 4200—4400 МГц) и импульсной (845 МГц) модуляцией излучаемого сигнала. **Р.** первого типа служат для измерения высот в диапазоне 0—750 м (иногда до 1500 м) и применяются главным образом для обеспечения посадки. **Р.** второго типа измеряют высоту в диапазоне 500—25000 м; используются для навигации и при аэрофотосъёмке.

**радиозонд** — см. в статье *Метеорологические приборы и оборудование*.

**радиокомпас** — автоматический радиопеленгатор, устанавливаемый на борту летательного аппарата и предназначенный для измерения курсового угла радиостанции (КУР) — угла в горизонтальной плоскости между продольной осью летательного аппарата и направлением на пеленгуемую радиостанцию. Использование **Р.** в сочетании с *курсовой системой* и *радиовысотомером* позволяет осуществлять полёт по аэродромным приводным радиостанциям (ПРС). **Р.** состоит из направленной (рамочной) и ненаправленной антенн, радиоприёмного устройства, пульта управления и индикатора. Принцип действия **Р.** основан на сравнении амплитуд и фаз сигналов, поступающих с направленной и ненаправленной антенн. Дальность действия зависит от высоты полёта и мощности радиостанции (при работе с ПРС мощностью 500 Вт составляет 200—300 км). Погрешность определения КУР не превышает 3—5°. **Р.** входит в состав пилотажно-навигационного оборудования летательного аппарата в качестве резервного средства, а на лёгких самолётах местных линий является основным средством, обеспечивающим самолётное вождение.

**радиолокатор бортовой** — см. *Бортовая радиолокационная станция*.

**радиолокатор метеорологический** — см. в статье *Метеорологические приборы и оборудование*.

**радиомаяк** — передающая (или приёмопередающая) радиостанция, установленная на земной поверхности или на движущемся объекте (например, самолёте-заправщике, судне, ИСЗ и др.), излучающая специальные радиосигналы. По параметрам этих радиосигналов (амплитуде, фазе, частоте, времени или их комбинациям), принимаемых на земле или на борту движущегося объекта, можно определить направление на **Р.**, а в ряде случаев — дальность до **Р.** Наземные **Р.** служат, в частности, для определения координат местоположения летательного аппарата (см. *Радионавигация*).

**радионавигация летательных аппаратов** — метод навигации летательных аппаратов с использованием радиотехнических средств. Эти средства могут быть автономными, работающими из радиолокационном принципе (*радиовысотомер, доплеровский измеритель скорости и угла сноса, бортовая радиолокационная станция*), и неавтономными, представляющими собой совокупность *радиомаяков* и бортовых радиотехнических устройств или систем (*радиотехнические системы дальней и ближней навигации, спутниковая навигационная система, автоматический радиокомпас, система предупреждения столкновений*). По способу определения текущего местоположения летательные аппараты различают три группы метода **Р.**: счисления пути, позиционные и обзорно-сравнительные. Методы счисления пути основаны на измерении составляющих вектора *путевой скорости* с помощью доплеровского измерителя скорости и угла сноса и интегрировании их по времени с использованием информации о курсе. Позиционные методы заключаются в измерении навигационных параметров, характеризующих положение

летательного аппарата относительно известных радиомаяков или ориентиров. Обзорно-сравнительные методы основаны на сравнении измеренных радиотехнической системой каких-либо параметров (например, рельефа пролетаемой местности) с аналогичными параметрами, заложенными в память ЭВМ.

*Лит.:* Авиационная радионавигация, Справочник под ред. А. А. Сосновского, М., 1990

**радиопоглощающие материалы** (РПМ) — особый класс *композиционных материалов*, состав и структура которых обеспечивают эффективное поглощение электрической энергии (в результате преобразования ее в другие виды энергии, главным образом в тепловую) в диапазоне радиоволн. РПМ используются для снижения радиолокационной контрастности летательных аппаратов, а также морских и наземных объектов (уменьшения их *эффективной поверхности рассеяния*) для оборудования безэховых камер и испытательных стендов при исследованиях и отработке антенной аппаратуры, для обеспечения магнитной совместимости бортовых систем, для поглощения электро-магнитного излучения в СВЧ-трактах радиоизмерительной аппаратуры и т. д.

В состав РПМ входят неметаллическая (обычно полимерная или керамическая) матрица и мелкодисперсные порошкообразные или дискретные волокнистые проводящие наполнители (или их сочетание). При взаимодействии электро-магнитного излучения с РПМ происходят одновременные процессы поглощения (обуславливающие тепловые потери), рассеяния (вследствие структурной и геометрической неоднородности материала) и интерференции радиоволн.

По рецептурному составу РПМ классифицируют на **немагнитные диэлектрические**, в которых в качестве поглощающего наполнителя используются проводящие частицы и волокна на основе модификаций углерода (сажа, графит и др.) и немагнитных металлов (алюминий, медь и др.), **магнитодиэлектрические** (мелкодисперсные порошки железа, никеля, кобальта, ферритов в диэлектрической полимерной матрице) и **магнитные** (ферритовые) материалы. В зависимости от эффективного рабочего частотного диапазона, определяемого обычно коэффициентом отражения электро-магнитных волн, РПМ подразделяют на **широкодиапазонные** и **частотнонастроенные**, или резонансные. По структурному признаку различают однослойные, интерференционные, градиентные и комбинированные РПМ. **Однослойные** РПМ, имеющие однородную по толщине структуру и обладающие диэлектрическими и магнитными свойствами, являются узкодиапазонными и обеспечивают эффективное поглощение электро-магнитного излучения при толщине, равной четверти длины волны. В **интерференционных** РПМ, представляющих собой чередование диэлектрических и проводящих слоев, уменьшение уровня отражённого сигнала достигается за счёт противофазного сложения волн, отразившихся от металлической поверхности объекта, диэлектрических прослоек и электропроводящих слоев. **Градиентные** РПМ — многослойные структуры с плавным или ступенчатым изменением по толщине комплексной диэлектрической (или магнитной) проницаемости. Разновидность РПМ градиентного типа — материалы с геометрическими неоднородностями, имеющие рельеф поверхности в виде пирамид, конусов, трубок, шипов, гофров и т. п., уменьшение коэффициента отражения от которых достигается в результате многократного отражения волны от поверхностных неоднородностей и поглощения энергии при каждом отражении. **Комбинированные** РПМ представляют сочетание РПМ всех трёх типов.

При изготовлении РПМ применяются традиционные способы технологии получения композиционных материалов — прессование, напыление, экструзия и др., обеспечивающие получение изделий из РПМ заданной конфигурации.

*Ю. А. Гаращенко.*

**радиопрозрачные материалы** — диэлектрики, не изменяющие существенным образом амплитуду и фазу проходящей сквозь них электро-магнитные волны радиочастотного диапазона. В авиации **Р. м.** применяются главным образом для изготовления антенных обтекателей летательных

аппаратов. К **Р. м.** предъявляются следующие основные требования: обеспечение заданной прочности и устойчивости конструкции в условиях воздействия аэродинамических нагрузок при полёте и импульсных перегрузок при взлёте и посадке самолёта, эрозионная стойкость под воздействием ударов капель дождя, града или снега при полётах через полосу осадков, стойкость к тепловой эрозии, обеспечение заданных радиотехнических характеристик в рабочем секторе углов падения и диапазоне волн. В зависимости от преобладания тех или иных требований стенки обтекателей могут быть однослойными или многослойными (с 2, 3, 5, 7 слоями). В качестве однослойных конструкций применяются такие *композиционные материалы*, как, например, стеклопластики и органопластики. Для многослойных конструкций из чередующихся слоев с различной плотностью в качестве наполнителей используют сотовые материалы (жёсткие и армированные), например, стеклосотопласт. Некоторые свойства **Р. м.** приведены в таблице

Таблица — Некоторые свойства радиопрозрачных материалов

Материал	Предел прочности при сжатии, МПа	Относительная диэлектрическая проницаемость (при частоте колебаний 10 ГГц)	Тангенс угла диэлектрических потерь
Стеклопластик	300—320	3,3—3,7	0,010—0,032
Органопластик	60—80	2,8—3,8	0,014—0,020
Стеклосотопластик	3	1,05—1,15	0,002—0,005

Для теплостойких обтекателей применяют керамику и ситаллы. Эти материалы, характеризующиеся исключительно высокой однородностью структуры и стабильностью диэлектрических свойств в условиях воздействия высоких температур, используются в конструкциях, подвергающихся жёсткому термическому удару.

*В. С. Грушко.*

**радиосвязное оборудование** — предназначается для двустороннего обмена информацией между экипажем летательного аппарата и наземными радиостанциями и другими летательными аппаратами, а также для внутренней связи между членами экипажа в полёте и на земле. В гражданской авиации используются следующие диапазоны радиочастот: 2—30 МГц — для дальней связи (на расстояниях до 3000 км); 118—137 МГц — основной, для оперативной связи в пределах прямой радиовидимости; 1530—1670 МГц — для связи через ИСЗ; 325—530 кГц — для связи в полярных и приполярных районах при нарушении связи в диапазоне 2—30 МГц.

Состав бортового **Р. о.**, его технические характеристики и процедуры радиообмена для самолётов гражданской авиации определяются нормами ИКАО, регламентом радиосвязи и *Нормами лётной годности*. В обязательный минимальный состав бортового **Р. о.** пассажирских самолётов входят: радиостанция диапазона 118—137 МГц (два комплекта); радиостанция диапазона 2—30 МГц (при полётах на сложных трассах для резервирования устанавливается второй комплект, а при полётах в полярных районах радиостанция диапазона 325—530 кГц); аппаратура внутренней связи; портативная радиостанция для авиационной связи и подачи сигналов бедствия на частотах 121,5 и 243 МГц (входит в аварийное снаряжение экипажа).

Бортовые радиостанции диапазона 118—137 МГц имеют выходную мощность передатчика 16—25 Вт при массе 3,5—5 кг; чувствительность приёмника 1,5—3 мкВ; дальность связи в пределах прямой радиовидимости до 350 км; модуляция — амплитудная, двухполосная; связь — симплексная. Мощность излучения (пиковая) радиостанций диапазона 2—30 МГц 200—400 Вт при массе 15—25 кг; дальность связи 1000—3000 км; основной вид излучения — амплитудная однополосная телефония и передача цифровой информации; связь — симплексная;

чувствительность приёмника 1,5—3 мкВ.

Передача речи и прослушивание сообщений осуществляются через аппаратуру внутренней связи посредством *ларингофонно-микрофонно-телефонных гарнитур*, объединяющих на одном оголовье динамический микрофон и головные телефоны. Применяются также выносные ручные микрофоны и кабинные громкоговорители. Аппаратура внутренней связи обеспечивает не только связь между членами экипажа, но и одновременное прослушивание в телефонах специальных сигналов оповещения и радионавигационных устройств.

Управление **Р. о.** осуществляется через пульт аппаратуры внутренней связи, обеспечивающий выбор радиостанции для связи, и пультов управления соответствующих радиостанций, с помощью которых устанавливаются рабочие частоты и режимы работы станций. Установка частоты бесподстроечная с шагом 25 кГц в диапазоне 118—137 МГц и 100 Гц в диапазоне 2—30 МГц.

К **Р. о.** как обязательному бортовому оборудованию первой категории предъявляются повышенные требования по надёжности и резервированию. Нарботка на отказ **Р. о.** не менее 3000 ч. В военной авиации используются диапазоны 220—400 и 960—1200 МГц (для ближней оперативной связи), 10—30 кГц (для связи с подводными лодками) и др.

*Лит.:* Авиационная радиосвязь. Справочник, под ред. П. В. Олянука, М., 1990. Л. П. Новчадов.

**радиотелеметрическая система** (РТС) — служит для измерения, передачи по радио, приёма, регистрации и обработки электрических сигналов, характеризующих состояние летательного аппарата и его подсистем, а также условия полёта и внешние условия. При испытаниях самолётов и вертолётов РТС часто используется как информационный канал системы управления лётным экспериментом в реальном времени, в авиационно-космических комплексах является элементом штатной системы управления.

РТС состоит из передающей и приёмной частей. В состав передающей части входят датчики, преобразующие физ. сигналы в электрические, суммирующие и кодирующие устройства, передатчик. Приёмная часть содержит приёмник, разделители сигналов, регистрирующие устройства, устройства обработки и отображения результатов. Передающая часть РТС размещается на испытуемом летательном аппарате, приёмная часть — на земле, корабле или сопровождающем самолёте. В последнем случае расширяется зона приёма телеметрических измерений и появляется возможность проведения лётных испытаний с радиотелеметрическими измерениями в любых регионах страны без предварительного оборудования трассы.

РТС — многоканальные, цифровые; рассчитаны на измерения сотен и даже тысяч различных электрических сигналов. Разделение этих сигналов в РТС, как правило, временное; применяются также адресные системы. РТС работают обычно в метровом и дециметровом диапазонах длин волн, что позволяет использовать приёмные антенны небольшой направленности с поляризацией, близкой к круговой.

Скорость передачи информации в РТС достигает нескольких миллионов бод, погрешность не превышает нескольких десятых долей процента. Дальность действия РТС определяется мощностью передатчика, чувствительностью приёмника, эффективностью передающих и приёмных антенн и составляет тысячи — сотни тысяч км в зависимости от полосы пропускания радиоканала. Современные РТС имеют гибкую структуру, обеспечивающую одновременное измерение медленно- и быстропеременных сигналов, построены с использованием модульного принципа, что позволяет создавать в рамках одной РТС различные конфигурации, отличающиеся габаритными размерами приёмной аппаратуры, условиями применения, надёжностью, помехозащищённостью и др. Особенность современных РТС — совмещённость их со средствами *внешнетраекторных* измерений, вычислительным комплексом и командной радиолинией управления, что при размещении приёмной станции на самолёте — командном пункте создаёт практически неограниченные возможности их использования для управления лётным

экспериментом в реальном времени.

*Лит.:* Кошевой А. А., Телеметрические комплексы летательных аппаратов. М., 1975; Знаменская А. П., Лимар П. С., Шведов В. П., Информационно-измерительные системы для летных испытаний самолетов и вертолетов. М., 1984.

А. М. Знаменская

**радиотехнические измерения** — см. в статье *Внешнетраекторные измерения*.

**радиус действия летательного аппарата** — наибольшее расстояние, на которое летательный аппарат может удалиться от аэродрома вылета для выполнения задания при условии возвращения на тот же аэродром. Для военной авиации характерным является **тактический Р. д.** — расстояние, на котором летательный аппарат может решить поставленную боевую задачу при установленном запасе топлива, заданных режиме и профиле полёта и возвратиться на аэродром вылета с неиспользованным *аэронавигационным запасом топлива*. Тактический **Р. д.** зависит от лётно-технических характеристик летательного аппарата, числа летательных аппаратов в группе, содержания поставленной задачи, применяемых способов боевых действий, условий боевой и метеорологической обстановки. Для увеличения **Р. д.** применяются подвесные *топливные баки* и *заправка топливом в полёте*. Тактический **Р. д.** самолёта-ракетоносца включает также радиус действия ракеты.

**Раевский** Александр Евгеньевич (1887—1937) — русский лётчик, прапорщик. Окончил во Франции лётную школу Блерио (1911). Затем работал лётчиком-инструктором в школе пилотов Всероссийского аэроклуба; совершал показательные полёты во многих городах России и занимался фотографией в части её применения в авиационном деле. В период Первой мировой войны руководил подготовкой лётчиков в Севастопольской военной авиационной школе (Кача); участвовал в боевых действиях, с 1917 командир десятого авиационного отряда, с 1918 заведующий аэростанцией главного аэродрома в Херсоне. С 1919 в Красной Армии; готовил лётчиков в Киевской, а затем Московской авиационной школах. С февраля 1920 на испытательной работе в лётном отделе Главвоздухфлота. С сентября 1922 прекратил лётную деятельность по состоянию здоровья и вернулся к своей второй профессии фотографа. Заведовал учебной фотолабораторией в Академии Воздушного Флота имени профессора Н. Е. Жуковского (1922—1923), работал в редакции журнала «Самолёт» (1924—1930) и в ЦАГИ (до 1932). Необоснованно репрессирован; реабилитирован посмертно.

**разбег** — ускоряющееся движение самолёта по взлетно-посадочной полосе до момента отрыва его опорных устройств от поверхности взлетно-посадочной полосы. **Р.** самолёта является начальным этапом *взлёта*, а **длина разбега** (путь, проходимый самолётом от точки трогания в начале **Р.** до точки отрыва его опор от взлетно-посадочной полосы в конце **Р.**) относится к его основам лётно-техническим характеристикам. **Р.**, как правило, осуществляется при максимальной тяге двигателей. Наиболее существенными параметрами, определяющими длину **Р.**, являются взлётная масса самолёта, суммарная тяга двигателей, сопротивление (трение) при движении опорных устройств по поверхности взлетно-посадочной полосы, аэродинамические силы, действующие на самолёт при **Р.**, и *скорость отрыва*. Уменьшение длины **Р.** самолёта, расширяющее возможности его использования, достигается увеличением *тяговооружённости (энерговооружённости)*, уменьшением *удельной нагрузки* на крыло и увеличением *подъёмной силы* путём применения *механизации крыла* и (или) *энергетической механизации крыла*. Для сокращения длины **Р.** могут применяться специальные стартовые *ускорители*, которые обычно сбрасывают после взлёта.

**разведывательный летательный аппарат** — боевой летательный аппарат, предназначенный для воздушной разведки войск, военных и других объектов противника. Разведывательные самолёты в зависимости от назначения и конструкции разделяются на самолёты тактической, оперативной и стратегической разведки. Вертолёты используются для ведения тактической разведки. В зависимости от характера решаемых задач и условий ведения разведки **Р. л. а.** могут

оборудоваться несколькими фотоаппаратами для дневной и ночной съёмки в различных масштабах, радио- и радиолокационными станциями с высокой разрешающей способностью, тепlopеленгаторами, звукозаписывающей и телевизионной аппаратурой, магнитометрами. Получают развитие автоматические устройства обработки разведывательной информации непосредственно на борту летательного аппарата. Наряду с пилотируемыми **Р. л. а.** для ведения тактической и оперативной воздушной разведки применяются беспилотные летательные аппараты. Используются также и автоматические *дрейфующие аэростаты*.

Впервые боевое применение разведывательные самолёты нашли во время Триполитанской (1911—1912) и Балканских (1912—1913) войн. Русские лётчики и конструкторы сыграли большую роль в совершенствовании разведывательных самолётов, конструировании аэрофотоаппаратов и самолётных связных радиостанций. В ходе Первой мировой войны разведывательные самолёты широко использовались для визуальной и фотографической разведки, а также корректирования огня артиллерии. Во время Второй мировой войны в качестве разведывательных самолётов применялись истребители, штурмовики и бомбардировщики, оснащённые разведывательным оборудованием (аэрофотографии и радиосвязным).

**разворот** — движение летательного аппарата по криволинейной траектории с изменением направления (курса) полёта (см. рис.). **Р.** может быть с набором высоты, в горизонтальной плоскости и со снижением. **Р.** используется как *фигура пилотажа*. Два последовательных **Р.** в разные стороны с набором высоты с полубочкой между ними называется **двойным восходящим разворотом**; **Р.** без *скольжения* называется **координированным Р.** (см. также *Боевой разворот*, *Вираще*).

**Разворот (а) и двойной восходящий разворот (б).**

**разгерметизация кабины** — нарушение герметичности кабины летательного аппарата, сопровождающееся уменьшением давления воздуха в ней ниже установленных норм (см. *Система жизнеобеспечения*). **Р. к.** может происходить в результате аварийного разрушения элементов конструкции *гермокабины*, отказа системы регулирования давления или преднамеренного выключения системы герметизации кабины членами экипажа (например, при аварийном покидании летательного аппарата). Особенно опасна внезапная **Р. к.** на больших высотах, приводящая к мгновенному (в течение долей секунды) перепаду давлений воздуха (так называемая взрывная *декомпрессия*). В этих случаях необходимы экстренное использование кислородных масок экипажем и пассажирами, а также снижение самолёта до безопасной высоты.

**разгон летательного аппарата** — этап полёта с существенным увеличением скорости. Характеризуется временем **Р.** — временем, необходимым для достижения определенной, например, максимальной, скорости. В военной авиации малое время **Р.** создаёт возможность догнать самолет противника или, при необходимости, выйти из-под атаки, что обеспечивает лётчику инициативу в воздушном бою. Уменьшение времени **Р.** достигается уменьшением *сопротивления аэродинамического* и увеличением *тяговооружённости* (или *энерговооружённости*) летательного аппарата.

**раздвижная тяга** — см. в статье *Сервопривод*.

**размах крыла** — расстояние между плоскостями, параллельными плоскости симметрии крыла, и касающимися его крайних точек. **Р. к.** является важной геометрической характеристикой летательного аппарата, оказывающей влияние на его аэродинамические и лётно-технические характеристики, а также одним из основных габаритных размеров летательного аппарата. Для самолётов с изменяемой в полёте стреловидностью крыла **Р. к.** — переменная величина. Для удобства определения *аэродинамических коэффициентов* при любых стреловидностях крыла принимается условно постоянный размах (например, при максимальной стреловидности крыла).

**разреженных газов динамика**, раздел *газовой динамики*, изучающий явления, требующие учёта

молекулярной структуры газа и, следовательно, привлечения представлений и методов кинетической теории газов.

Классическая газовая динамика справедлива когда *Кнудсена* число  $Kn \ll 1$ , то есть параметры газа слабо меняются на длине свободного пробега молекул (*сплошная среда*). Благодаря столкновениям молекул в окрестности каждой точки поля течения устанавливается близкое к равновесному распределение молекул по скоростям, которое определяется несколькими макроскопическими величинами (скоростью течения  $u$ , плотностью  $\{\rho\}$ , температурой  $T$ ) и производными от них. Это позволяет локальные связи между *тензором* напряжений, вектором потока энергии и другими величинами, с одной стороны, и газодинамическими переменными  $u$ ,  $\{\rho\}$ ,  $T$  и их производными — с другой, и построить замкнутую систему газодинамических уравнений. По мере роста числа  $Kn$  функция распределения определяется всё большей областью течения, так что невозможно установить локальные связи и получить замкнутую систему уравнений для конечного числа макроскопических величин. Такие течения требуют описания на молекулярном уровне с помощью функции распределения  $f(v, r, t)$ , удовлетворяющей *Больцмана уравнению*. Особенности таких течений в наибольшей мере проявляются в предельном случае  $Kn \rightarrow \infty$ , когда столкновениями молекул можно пренебречь, так что функция распределения не меняется вдоль потока молекул. Такие течения называются *свободномолекулярными течениями*. Характер течения определяется столкновениями молекул с ограничивающими течение поверхностями, законами взаимодействия молекул с твердым телом или жидкостью. Свободномолекулярные течения существенно отличаются от течений сплошной среды. Особенно нагляден гипертермический режим, когда скорость набегающего на тело потока много больше тепловой скорости молекул массы  $m$ , так что можно считать, что все молекулы движутся с одинаковой скоростью  $V$ . Если  $n$  — число молекул в единице объёма набегающего потока и  $S$  — площадь миделя обтекаемого тела, то число молекул, падающих на тело, равно  $nVS$ , а приносимый ими импульс  $X_i = \rho V^2 S$ , где  $Q = mn$ . Полное же *сопротивление аэродинамическое*  $X = X_i + X_r$ , где  $X_r$  — реактивный импульс отражённых от тела молекул. Если пренебречь импульсом отраженных молекул, то коэффициент лобового сопротивления (см. *Аэродинамические коэффициенты*)  $c_{xa} = X/(1/2\rho V^2 S) = 2$  независимо от формы тела; с учётом  $X_r$  имеем  $c_{xa} > 2$ . В континуальном режиме (*сплошная среда*)  $c_{xa}$  хорошо обтекаемых тел составляет десятые или сотые доли единицы, а плохо обтекаемых близок к 1. В гипертермическом потоке подъёмная сила обусловлена лишь реактивным импульсом отраженных молекул. В условиях орбитального полёта скорость отраженных молекул много меньше скорости набегающего потока и коэффициент подъёмной силы  $c_{ya}$  мал. Соответственно *аэродинамическое качество*  $K = c_{ya}/c_{xa}$  мало независимо от формы обтекаемого тела, в то время как при  $Kn \ll 1$  для крыльев значение  $K$  может достигать единиц или десятков. При  $Kn \ll 1$  наибольшая температура тел и газа равна *температуре торможения*, в то время как в гипертермическом потоке температура теплоизолированного тела выше температуры торможения. Таким образом, характер течения при  $Kn \ll 1$  и  $Kn \gg 1$  существенно различен. Между этими предельными случаями лежит переходный, в котором не пригодны как континуальное описание, так и упрощения свободномолекулярного режима. Здесь приходится решать полное уравнение Больцмана, которое много сложнее *Навье — Стокса уравнений*. Для его решения наибольшее распространение получил метод статистического моделирования (так называемый метод Монте-Карло). Для получения приближенных решений используются также модельные кинетические уравнения с упрощённым интегралом столкновения. Промежуточная область граничит с областью течения со скольжением, в которой справедливы уравнения Навье — Стокса со *скольжения условиями* и условиями *температурного скачка*.

Влияние числа Кнудсена на структуру потока наиболее наглядно прослеживается на примере течения *Куэтта* — течения, возникающего между двумя параллельными пластинами, расположенными на расстоянии  $L$  друг от друга, имеющими одинаковую температуру и движущимися в противоположные стороны с постоянными скоростями  $\pm V/2$ . Если  $V$  мала по сравнению с тепловой скоростью молекул, то приближенное решение уравнения Больцмана имеет

вид

{{формула}}

где  $u$  — скорость газа,  $\{\tau\}_{xy}$  — постоянное в пространстве между пластинами напряжение трения,  $\{\mu\}$  — динамическая вязкость,  $c$  — константа. При  $Kn > 1$  газ между пластинами покоится, а напряжение трения пропорционально давлению, так как  $\{\mu\} \sim \{\rho\alpha\lambda\}$ , где  $\{\alpha\}$  — скорость звука,  $\{\lambda\}$  — средняя длина свободного пробега молекул. При этом проскальзывание  $u\{\tau\} = \frac{1}{2}V-u$  газа относительно стенки максимально и равно  $K/2$ . По мере уменьшения числа  $Kn$  скольжение уменьшается, и при  $Kn \ll 1$   $u = cKnV/2$  в соответствии с условиями скольжения для уравнений газовой динамики. Напряжение трения при этом становится пропорциональным  $\{\mu\}$  и градиенту скорости, как это и следует из континуальной газовой динамики. В течении Куэтта характеристики монотонно изменяются с изменением  $Kn$ . Однако в других течениях многие характеристики в промежуточной области значений  $Kn$  не монотонны. Так, при течении по трубе объёмный расход имеет минимум при некотором значении  $Kn$  (парадокс Кнудсена). Не монотонны и аэродинамические характеристики. Например, сопротивление тонких тел (пластина, параллельная потоку, конус) имеет максимум. При обтекании таких тел в результате межмолекулярных столкновений на тело попадают молекулы, которые, не будь столкновений, пролетели бы мимо тела, что и приводит к увеличению сопротивления по сравнению с сопротивлением в случае свободномолекулярного течения.

Сложность решения уравнения Больцмана и отсутствие во многих случаях надёжных данных о взаимодействии молекул между собой и поверхностями делают актуальным эксперимент. Для исследования течений разреженного газа используются вакуумные аэродинамические трубы, а взаимодействие молекул с поверхностями изучается с помощью молекулярных пучков. При создании вакуумных труб возникают сложные проблемы моделирования течений, так как законы взаимодействия молекул между собой и поверхностями существенно зависят от температур газа и стенки, так что для полного моделирования недостаточно выдержать натурные значения *Маха* числа  $M$  и *Рейнольдса* числа  $Re$ , но необходимо выдержать и натурные значения температур газа и тела. Для этого приходится нагревать газ в форкамере и охлаждать модель. Как правило, удаётся достичь лишь частичного моделирования. Вакуумные трубы позволяют исследовать многие детали континуальных течений. Разреженность газа (увеличение  $\{\lambda\}$ ) позволяет «растянуть» течение. Так, например, ударную волну или кнудсеновский слой, имеющие при нормальных условиях толщину порядка  $10^{-7}$  м, можно растянуть до размеров, приемлемых для исследования их структуры. Для экспериментального изучения течений разреженного газа, наряду с очень чувствительными весами, датчиками давления и потоков теплоты, используются электронные, рентгеновские, лазерные (основанные на флуоресценции и рассеянии) методы диагностики.

Важным объектом исследований являются струи, истекающие в вакуум или в область с низким давлением. Такие струи широко применяются для управления космическими и воздушно-космическими аппаратами, а также характерны при работе вакуумных аэродинамических труб. В струях течение может проходить все режимы — от течений, характерных для сплошной среды, до свободномолекулярного течения, в них происходят релаксационные процессы, химические реакции, конденсация и образование кластеров (твёрдых частиц или капель жидкости). Поэтому струи являются удобным объектом для изучения этих процессов, определения констант реакций, времён релаксации и т. д. Поскольку разные газы в струях ведут себя по-разному, то в них можно получить разделение газов и изотопов, а также выделение различных веществ в виде кластеров. Методы Р. г. д. используются при исследовании течений в пористых телах и капиллярах, для исследования движения и испарения дисперсных сред.

Лит.: Коган М. Н., Динамика разреженного газа. Кинетическая теория, М., 1967; Кошмаров Ю. А., Рыжов Ю. А., Свирцевский С. Б., Экспериментальные методы в механике разреженного газа, М., 1981; Берд Г., Молекулярная газовая динамика, пер. с англ., М., 1981; Белоцерковский О. М., Численное моделирование в механике сплошных сред, М., 1984. М. Н. Коган.

## Течение Куэтта.

**разрушающая нагрузка** — предельная нагрузка, при которой происходит разрушение конструкции; практически — нагрузка на конструкцию в момент, непосредственно предшествующий её разрушению. **Р. н.** определяется испытаниями или расчётным путём. Расчёт **Р. н.** заключается в вычислении значения нагрузки, при котором напряжения, деформации или усилия в элементах конструкции достигают предельных значений. Значение **Р. н.** зависит от свойств материалов и типа соединений конструктивных элементов, характера и способа нагружения (динамическое, статическое, повторно-статическое и др.), наличия концентрации напряжений, усталостных трещин и т. п. *Нормы прочности* летательных аппаратов предусматривают **Р. н.** не меньше *расчётной нагрузки* в каждом случае нагружения.

**разрушение конструкции** — заключительная стадия работы нагруженной конструкции, характеризующаяся исчерпанием её прочности и работоспособности вследствие необратимых изменений формы, нарушения целостности силовых элементов или механических связей между ними. **Р. к.** происходит вследствие достижения в элементах предельных напряжений или деформаций, общей потери *устойчивости конструкции*, превышения критической длины усталостной трещины, достижения третьей стадии ползучести материала. Процесс **Р. к.** зависит от характера нагружения (динамическое, статическое, повторно-статическое и др.), рабочей температуры элемента, его напряжённого состояния, типа конструкции, наличия и расположения ослабленных мест, концентраторов напряжений и др. Характер **Р. к.** может быть местным или общим. Местное **Р. к.** не выводит конструкцию из строя. Усилия, действовавшие ранее в разрушенных элементах, воспринимаются соседними элементами, и внешняя нагрузка вновь уравнивается внутренними усилиями. Общее **Р. к.** характеризуется катастрофическим, лавинообразным разрушением элементов и их соединений. Конструкция, как правило, расчлняется, наблюдается взаимное перемещение её элементов. *Нормы прочности* летательных аппаратов предусматривают общее **Р. к.** при нагрузках, превышающих расчётные или равных им, местные — при нагрузках выше эксплуатационных.

Для проверки фактической прочности авиационные конструкции подвергаются *статическим испытаниям* до разрушения, *ресурсным испытаниям*, а также испытаниям на остаточную прочность.

*Лит.:* Кан С. Н., Свердлов И. А., Расчет самолета на прочность, о изд., М., 1966; Статические испытания на прочность сверхзвуковых самолетов, М., 1974.

*К. М. Иерусалимский*

**разрывное устройство аэростата** — устройство для быстрого выпуска подъёмного газа из оболочки привязных и свободных газонаполненных *аэростатов* и нежёстких *дирижаблей*. Выпуск газа через **Р. у.** на дирижаблях и привязных аэростатах производится при аварийных ситуациях либо при их разоружении (разборке с выпуском газа) на площадках или в эллингах. На свободных аэростатах **Р. у.** используется для быстрого выпуска газа при посадке с целью предохранения аэростата от тренажа (волочения). Чтобы не допустить сильного удара гондолы о землю, обычно **Р. у.** вскрывают на высоте 3—4 м от земли.

**Р. у.** размещается в верхней части оболочки; представляет собой большую щель (см. рис.) или треугольный вырез, вскрываемые особым приспособлением экипажем или автоматически. Размер вскрытого отверстия должен обеспечить полный выход газа из оболочки дирижабля за время не более 10 мин. Размер и конструкция **Р. у.** на свободных аэростатах должны обеспечивать выход 2/3 находящегося в оболочке газа в течение не более 1 мин. **Р. у.** щелевого типа на дирижаблях и привязных аэростатах может состоять из ряда отверстий, закрываемых общей лентой, или представлять собой особые клапаны, открываемые автоматически. На некоторых конструкциях автоматических свободных аэростатов (см. *Дрейфующий аэростат*) применяют **Р. у.** щелевого типа, вскрываемые при отцепе подвески от оболочки. Вскрытие **Р. у.** на привязном аэростате

происходит автоматически при обрыве привязного троса.

### Схема управления разрывным устройством на свободном тренировочном аэростате.

**разрывы гидродинамические** — скачкообразные изменения газодинамических величин (давления, плотности, скорости, завихренности и т. д.) или их производных, подчинённые так называемым условиям динамической совместности. Эти условия следуют из сохранения законов и связывают скорость распространения поверхности разрыва со значениями газодинамических переменных по обе её стороны. Существуют два резко различающихся типа **Р. г.**: *тангенциальные разрывы* и *ударные волны*. Тангенциальные разрывы движутся вместе со средой, а ударные волны распространяются по частицам среды. При этом слабые ударные волны, в которых изменения газодинамических переменных (например, давления  $p$ ) малы по сравнению с их значениями в невозмущающем потоке ( $\{\Delta\}p/p < 1$ ), распространяются со скоростью, близкой к *скорости звука*. Поэтому поверхности слабого разрыва в первом приближении совпадают с характеристическими поверхностями уравнений газовой динамики. В газе могут образовываться или задаваться начальными условиями разрывы, на которых не выполняются условия динамической совместности. Такие разрывы в дальнейшем самостоятельно существовать не могут и распадаются на несколько **Р. г.**, среди которых могут быть ударные волны и тангенциальные разрывы.

*Лит.:* Курант Р., Фридрихс К., Сверхзвуковое течение и ударные волны, пер. с англ., М., 1950; Ландау Л. Д., Лифшиц Е. М., Механика сплошных сред, 2 изд., М., 1954.

**Райан** (Ryan) Тьюбал Клод (1898—1982) — один из первых американских авиаконструкторов. В 1919—1921 прошёл подготовку на лётчика-истребителя в училище армейской авиации. В 1922 основал авиатранспортную компанию «Райан эрлайнс» (Ryan Airlines), в которой занимался также модификацией самолётов и постройкой новых. В 1926 разработал лёгкий двухместный самолёт (см. «Райан»). В 1929 **Р.** покинул авиакомпанию и в 1933 основал фирму «Райан аэронотикал компани» (Ryan Aeronautical Company), которая стала специализироваться на разработке и постройке учебно-тренировочных самолётов. В начале 50-х гг. **Р.** стал заниматься беспилотными летательными аппаратами различного назначения и экспериментальными вертикально взлетающими самолётами. В 1969 **Р.** продал свою фирму и основал фирму «Райсон» (Ryson) для разработки мотопланёров.

**«Райан»** (Ryan Aircraft Corporation) — авиастроительная фирма США. Созданная в 1922 *Т. К. Райаном* авиатранспортная компания «Райан эрлайнс» (Ryan Airlines) с 1925 начала развивать собственное авиационное производство и выпустила одномоторный почтовый самолёт М-1. На его модифицированном варианте (с увеличенным размахом крыла, дополнительным запасом топлива и т. д.) Райан NYP (New York — Paris, Нью-Йорк — Париж), названный «Спирит оф Сент-Луис» (рис. в таблице XIV), *Ч. Линдберг* совершил в 1927 первый беспосадочный перелёт в одиночку через Атлантический океан. Основные характеристики самолёта: двигатель Райт J5-С «Уэрлуинд» мощностью 166 кВт, длина самолёта 8,4 м, площадь крыла 29,2 м<sup>2</sup>, размах 14,02 м, взлётная масса 2330 кг (в том числе 1180 кг топлива), крейсерская скорость 174 км/ч. Во время экономического кризиса компания прекратила существование, но как авиастроительная фирма была воссоздана в 1933 и начала производить тренировочный самолёт S-T (с 1939 как PT-16). Во время Второй мировой войны выпускались новые варианты этого самолёта. Фирмой выполнен ряд экспериментальных разработок. В их числе палубный истребитель XF2R-1 (первый полёт в 1946) с комбинированной силовой установкой (турбовинтовой двигатель + турбореактивный двигатель), который был создан на базе истребителя FR-1 «Файрболл» (1944), выпущенного небольшой серией и оснащённого поршневым двигателем с воздушным винтом и турбореактивным двигателем, а также ряд самолетов вертикального взлета и посадки различных конструктивных схем X-13 (1955), VZ-3RY (1959), XV-5 (1964), XC-142 (1964; разрабатывался совместно с фирмами «Воут» и «Хиллер»). В начале 50-х гг. были начаты разработки беспилотных летательных аппаратов, а после присоединения к концерну «Теледайн» (в 1969) фирма под названием

«Теледайн Райан аэронаутикал» в основном стала выпускать телеуправляемые воздушные мишени и дистанционно-пилотируемые летательные аппараты других назначений.

**Райт** (Wright), братья: Уилбер (1867—1912) и Орвилл (1871—1948) — американские пионеры авиации, авиаконструкторы и пилоты, создатели первого в мире самолёта, способного совершить управляемый установившийся полёт. Родились в семье местного церковного деятеля, получили среднее образование. В Дейтоне (штат Огайо) в 1889 начали издавать газету в собственной типографии, а в 1893 открыли велосипедную мастерскую. Примерно в 1896 под влиянием работ О. Лилиенталя и других заинтересовались авиацией. В 1900—1902 в Китти-Хок (штат Северная Каролина) совершали полёты на планерах собственной конструкции (выполнено свыше 1000 полетов), проводили исследования в построенной ими в 1901 аэродинамической трубе. Разработали систему управления летательного аппарата с помощью отклонения переднего горизонтального оперения, перекоса концов крыльев и поворота киля. 17 декабря 1903 на своём биплане «Флайер 1» (см. рис. и рис. в таблице III) с бензиновым поршневым двигателем совете, конструкции мощностью 8,8 кВт и двумя толкающими воздушными винтами совершили четыре полета (в первом Орвилл пролетел 36,5 м за 12 с, в последнем Уилбер — 260 м за 59 с). Самолёт со взлётной массой 355 кг разогнался по направляющей длиной 18 м и приземлялся на два полоза. На усовершенствованных моделях впервые выполнены полеты: по кругу (1904), по замкнутому 39-км маршруту 38 мин (1905), на 123,8 км за 2 ч 8 мин (1908); с достижением высоты 2998 м (1910). Показательными полётами во Франции и Германии (1908—1909) братья **Р.** продемонстрировали превосходство своего самолета над европейскими моделями. Они получили американский патент на свой самолёт (1906), продали новую модель самолёта военному ведомству США (1908) и лицензии на производство нескольким странам, организовали две лётные школы в США. В 1909 братья **Р.** основали в США фирму «Райт компани» (Wright Company) по производству самолётов и двигателей, президентом которой был Уилбер (до своей смерти от тифа), а затем Орвилл до 1914, когда он продал свои акции. В 1916 фирма вошла в состав авиационной корпорации «Райт-Мартин компани» (Wright-Martin Company), которая распалась в 1920.

В Первую мировую войну Орвилл работал техническим консультантом на фирме «Дейтон-Райт эрплейн компани» (Dayton-Wright Airplane Company), выпускавшей главным образом военные самолёты английской конструкции (ликвидирована в 1923), участвовал в разработке беспилотного летательного аппарата «Баг». Позже Орвилл занимался исследованиями (в частности, разработал систему автоматической стабилизации самолёта), был консультантом, член национального совещательного комитета по авиации, председателем национального Совета по аэронавтике. С именами братьев **Р.** и их ближайших помощников связывают 32 типа планеров и самолётов, которые, однако, не получили большого распространения. Деятельность братьев **Р.** отмечена многими наградами; в местах их деятельности воздвигнуты памятники, организованы мемориалы. Однако приоритет братьев **Р.** в создании первого самолёта официально не признавался в США до 1942, что заставило Орвилла в 1928 в знак протеста передать первый самолёт музею в Великобритании (возвращён в США только в 1948).

Схема самолёта «Флайер 1» братьев Райт.

О. Райт.

У. Райт.

**ракета авиационная** — оружие боевой авиации для поражения воздушных и наземных целей, использующее для доставки боеприпаса к цели *реактивный двигатель*. Существуют неуправляемые и управляемые **Р.**

**Неуправляемая авиационные Р.** (НАР) состоит из боевого снаряжения (заряд взрывчатого вещества с поражающими элементами различного назначения и взрыватель, обычно ударного действия) и реактивный двигатель твердого топлива с закреплённым на нём стабилизатором, обеспечивающим стабильность траекторий однотипных ракет. Запускаются НАР из блоков направляющих труб или

рельсовых *пусковых установок*. Известны варианты НАР, снабжённых простейшей системой управления, корректирующей полёт **Р**. к цели.

Начиная с 1954 всё более широкое распространение получают **управляемые Р**. (УР) двух классов: «воздух — воздух» и «воздух — поверхность». УР — летательный аппарат массой от десятков до тысяч кг с дальностью полёта от нескольких до тысяч км, способный маневрировать за счёт подъёмной силы крыльев и корпуса при управлении аэродинамическими поверхностями (рулями или поворотными крыльями, элеронами или роллеронами — гиросуправляемыми элеронами, интерцепторами), а также газовыми рулями, поворотными соплами и т. п. Аэродинамические схемы УР представлены на *рис. 1*. На УР используются *ракетные двигатели твёрдого топлива* (одно- и двухрежимные) или комбинированные *ракетно-прямоточные двигатели*, а на дальних *крылатых ракетах* — экономичные ТРД.

УР класса «воздух — воздух» (*рис. 2*), самонаводящиеся по методу пропорциональной навигации (см. *Самонаведение*), используют для пеленгации цели радиолокационную, инфракрасную или лазерную *головки самонаведения* (ГСН). Сигналы управления ракетой формируются в *автопилоте* соответствующими алгоритмами обработки информации от ГСН (об относительном движении цели; и от бортовых датчиков угловых скоростей, угловых и линейных ускорений ракеты. Для отклонения органов управления применяются рулевые приводы трёх типов: электрические, гидравлические и газовые. Первичными источниками питания служат электрические аккумуляторы и батареи, газобаллонные и пороховые аккумуляторы давления, гидроаккумуляторы.

Современные системы наведения могут представлять собой комбинацию из инерциальных корректируемых систем с цифровыми вычислителями, активных или полуактивно-активных радиолокационных ГСН, чем достигается автономное наведение ракет на большой дальности. На ракетах малой дальности используются более простые системы с инфракрасными ГСН. Боевое снаряжение ракеты включает *боевую часть* (заряд взрывчатого вещества, поражающие элементы осколочного, стержневого или комбинированного типа, предохранительно-исполнительный механизм) и неконтактный *взрыватель*. В зависимости от типа ракеты применяются радиолокационные (активные, полуактивно-пассивные), лазерные (активные) или инфракрасные (пассивные) неконтактные взрыватели.

Установился следующий типаж ракет класса «воздух — воздух»: ракеты малой дальности и ближнего воздушного боя (масса до 100 кг, дальность пуска — в пределах радиуса действия инфракрасных ГСН); ракеты средней дальности (всепогодные, всеракурсные, всевысотные) для поражения воздушных целей всех типов (масса 150—250 кг, дальность до 100 км); ракеты большой дальности для перехвата особо важных целей в сложных условиях (масса до 500 кг, дальность до 300 км).

Точность самонаведения можно характеризовать вероятностью попадания в круг заданного радиуса. В зависимости от условий применения вероятность попадания в круг радиусом около 10 м для ракет с радиолокационной ГСН (масса боевой части около 30 кг) составляет 0,6—0,9. Более точные ракеты с инфракрасной ГСН с той же вероятностью попадают в круг радиусом 3—5 м (масса боевой части 10—12 кг). Промах обусловлен случайными и динамическими ошибками наведения: первые связаны с шумами управляющего сигнала (угловые флуктуации прямого или отражённого излучения цели, помехи, внутренние шумы электронной аппаратуры); вторые возникают в результате противоракетного манёвра цели и систематических ошибок аппаратуры управления (ложных сигналов).

УР класса «воздух — поверхность» в связи с широким диапазоном размеров, уязвимости, информационных и прочих свойств цели отличаются значит, разнообразием по дальности действия, скорости полёта (дозвуковые и сверхзвуковые), принципам пеленгации целей и построения систем управления, типам боевого снаряжения. Классификация таких **Р**. приведена на *рис. 3*.

Ракеты малой дальности применяются для атаки неконтрастных целей после визуального обнаружения и опознавания цели. Прицеливание (целеуказание), а в некоторых системах и наведение осуществляются оператором (на одноместных самолётах — лётчиком). Командное наведение выполняется по методу «трёх точек» (цель, ракета, атакующий самолёт) оператором, который командами, передаваемыми по радиокомандной линии или по проводам на борт ракеты, стремится удерживать её на линии самолёт — цель.

В оптико-электронных (лазерных) командных системах датчики, расположенные на борту ракеты, получают ориентацию относительно цели в информационном поле, создаваемом пространственно-временной модуляцией лазерного излучения с борта носителя. Направление на цель, относительно которого создаётся модуляция, задаётся вручную оператором или определяется автоматически по информационным признакам цели. В поле может быть закоординировано несколько целей и осуществлено наведение нескольких ракет на каждую цель.

В системах лазерного полуактивного самонаведения лазерные ГСН ракеты пеленгуют цель, освещённую лучом лазера с самолёта-носителя, специального самолёта (вертолёта)-подсветчика или с земли. Луч лазера удерживается на цели либо оператором вручную, либо автоматизированной следящей системой (например, с телевизионным пеленгатором) по первичному целеуказанию оператора. В системах телевизионного самонаведения отклонение от направления на цель определяется сравнением текущего изображения приёмной электронно-лучевой трубки телевизионной ГСН ракеты с эталонным изображением, зафиксированным в памяти головки оператором при первичном целеуказании. Эталон по мере сближения с целью автоматически обновляется. По принципам запоминания и сравнения с эталоном информационных признаков цели различают системы контрастные, яркостные и корреляционные. Тепловизорные системы отличаются от телевизионных тем, что чувствительными элементами их приёмных трубок работают не в видимой, а в инфракрасной области спектра, что позволяет применять их как в дневное, так и в ночное время. Ошибка наведения, выявленная координатором цели лазерного, телевизионного или тепловизорного типа, используется для формирования сигнала управления ракетой по методу прямого наведения или пропорциональной навигации. В системах, управляемых вручную или полуавтоматически, ошибки наведения обусловлены главным образом неточностью целеуказания или формирования команд оператором. Диапазон промахов: от прямых попаданий до кругового вероятного отклонения  $E_{к.в.о.} \approx 10$  м.

Для атаки цели без входа в зону её ПВО применяются ракеты средней дальности (30—300 км). Пеленгация цели осуществляется по её электро-магнитному излучению (радиолокаторы системы ПВО), по радиоконтрасту (корабль в море) или по телевизионно-радиокомандной линии связи. Для поражения излучающих целей используются самонаводящиеся ракеты с пассивными ГСН, чувствительными в спектральном диапазоне ожидаемого излучения цели. Радиоконтрастные цели поражаются ракетами с комбинированными системами наведения: инерциальными (по первичному целеуказанию с борта самолёта-носителя) с переходом на самонаведение после захвата цели активной (возможно пассивной или полуактивной) ГСН ракеты. Телевизионно-командные системы позволяют осуществлять наведение ракет на любые различимые в видимом спектре цели. Оператор на командном пункте управляет полётом ракеты с помощью радиокомандной линии по телевизионному изображению, передаваемому с борта ракеты, ориентируясь сперва по изображению местности: по линиям (дороги, реки) или по ориентирам. Когда в поле зрения телевизионного координатора ракеты появляется цель, оператор производит наведение командами или переключает систему на самонаведение по зафиксированному целеуказанием эталону.

Погрешность наведения ракет средней дальности — от прямых попаданий (в крупноразмерную цель типа корабля, моста) до  $E_{к.в.о.} \approx 10$  м при наведении на радиолокаторы из-за переотражения их излучения от земли.

Стратегические ракеты большой дальности с ядерными боеголовками управляются по программе,

контролируемой инерциальной системой наведения. Современные крылатые ракеты снабжены инерциальной системой, корректируемой в заранее выбранных зонах коррекции системой ориентации по физическим полям земли или по рельефу местности. Разрабатываются более точные системы ориентации управляемых **Р.** класса «воздух — поверхность», основанные на корреляционной идентификации информации, получаемой в полёте, с введённой в память ЭВМ ракеты «фотографией» цели или местности, полученной в видимой, инфракрасной, радиочастотной (путём активной радиолокации или радиометрии) областях спектра, а также в магнитное поле.

Необходимым условием использования систем коррекции является введение в память ЭВМ ракеты априорной информации с признаками зоны коррекции (или цели) для идентификации. Боевые части управляемых **Р.** класса «воздух — поверхность» специализированы соответственно уязвимости поражаемых целей: кумулятивные и бронебойные других типов — для поражения бронированной техники прямым попаданием; фугасные — для поражения наземных сооружений, транспортных средств, радиолокаторов и т. п.; фугасные проникающего действия (бетонобойные) — разновидность фугасных для поражения железобетонных сооружений, взлетно-посадочных полос и т. п.; кассетные, снаряжаемые суббоеприпасами различного назначения, в том числе управляемыми; ядерные.

*Р. Д. Кузьминский*

Рис. 1. Аэродинамические схемы управляемых авиационных ракет: а — класса «воздух — воздух»; б — класса «воздух — поверхность»; 1 — «Фолкон» AJM-4D (США); 2 — «Сайдуиндер» AJM-9B (США); 3 — «Мажик» R-550 (Франция); 4 — ASRAAM AJM-132 (Великобритания); 5 — «Спарроу» AJM-7F (США); 6 — AMRAAM AJM-120 (США); 7 — «Феникс» AJM-54A (США); 8 — «Мейврик» AGM-65 (США); 9 — «Гарпун» AGM-84 (США); 10 — «Мартель» AS-37 (Франция); 11 — «Стандарт» ARM AGM-78 (США); 12 — «Экзосет» AM-39 (Франция); 13 — «Томагавк» AGM-109 (США); 14 — ALCM AGM-86B (США). Из представленных, на рисунке схем 1 — «бесхвостка»; 2, 3 — «утка»; 4 — бескрылая схема; 5 — «поворотное крыло»; 6—4 — нормальные схемы.

Рис. 2. Схематическая компоновка управляемых авиационных ракет класса «воздух—воздух»: 1 — обтекатель; 2 — головка самонаведения; 3 — автопилот; 4 — руль; 5 — блок питания; 6 — неконтактный взрыватель; 7 — антенна неконтактного взрывателя; 8 — боевая часть; 9 — предохранительно-исполнительный механизм; 10 — крыло; 11 — РДТТ; 12 — роллерон; 13 — топливная шашка; 14 — поражающие элементы; 15 — заряд взрывчатого вещества; 16 — электронный блок; 17 — турбогенератор; 18 — датчики; 19 — рулевой привод; 20 — электронные блоки; 21 — гиросtabilизированный привод головки самонаведения; 22 — антенный блок.

Рис. 3. Классификация управляемых авиационных ракет класса «воздух — поверхность».

**ракетное топливо** — вещество или совокупность веществ, представляющих собой источник энергии и рабочего тела для *ракетного двигателя*. Основными показателями **Р. т.**, определяющими его эффективность, являются тяга, развиваемая ракетным двигателем, отнесённая к секунднему расходу топлива (удельный импульс тяги), и плотность топлива. Удельный импульс тяги увеличивается с увеличением тепловыделения (теплоты сгорания топлива) с уменьшением молекулярной массы продуктов сгорания. Удельный импульс тяги большинства **Р. т.** увеличивается с увеличением содержания в них водорода, а их плотность уменьшается.

Классификация применяемых **Р. т.** основана на их физическом состоянии: твёрдое топливо (ТРТ), жидкое и сжиженное (ЖРТ). ТРТ состоит из смеси неорганического *окислителя* и *горючего* в чистом виде (пороха) или с добавками полимерного связующего (СТРТ — смесевое твёрдое ракетное топливо). В качестве ТРТ также используются вещества, у которых в состав одной и той же молекулы входят как окислительные, так и горючие элементы (баллиститные ТРТ). В последние, так же как и в СТРТ, добавляются высокоэнергетические горючие и окислители и

различные присадки. ТРТ изготавливаются в виде блоков и шнуров.

ЖРТ разделяются на одно- (унитарное), двухкомпонентное и пусковое. Однокомпонентное топливо представляет собой вещество, в котором горючее и окислитель объединены в одном компоненте в виде химического соединения или устойчивой смеси. Двухкомпонентное ЖРТ предназначено для двигателя с отдельной подачей в камеру сгорания горючего и окислителя. В качестве горючих применяются в основном гидриды (углеводороды, гидразин, его производные) и водород, в качестве окислителей — жидкий кислород, оксиды азота и азотная кислота. Применяются само- и несамовоспламеняющиеся топлива.

Пусковое топливо представляет собой вещества, используемые в ЖРД только в период его пуска для обеспечения воспламенения основного несамовоспламеняющегося топлива в камере сгорания (например, смесь триэтилалюминия с триэтилбором).

По удельному импульсу ТРТ уступают жидким, так как из-за химической несовместимости не всегда удаётся использовать в составе ТРТ энергетически эффективные компоненты. См. также *Твёрдое ракетное топливо*.

Лит.: Зрелов В. Н., Серегин Е. П., Жидкие ракетные топлива, М., 1975; Химмотология ракетных и реактивных топлив, М., 1987.

А. Ф. Живан

**ракетно-прямоточный двигатель** (РПД) — *комбинированный двигатель*, сочетающий принципы работы ракетного двигателя (жидкостного ракетного двигателя, ракетного двигателя твердого топлива) и прямоточного воздушно-реактивного двигателя (см. рис.). В ракетном двигателе (газогенераторе) при высоком давлении сжигается топливо с недостатком окислителя, и продукты неполного сгорания подаются через сопла в камеру сгорания прямоточного воздушно-реактивного двигателя, где догорают в потоке воздуха, одновременно производя его эжекционное сжатие. Эффект эжекции и использование топлив с высокой теплотой сгорания позволяют увеличить *лобовую тягу* и понизить начальную скорость включения двигателя по сравнению с обычным прямоточным воздушно-реактивным двигателем. Теоретически РПД может иметь тягу на старте, но практически его целесообразно использовать, начиная со скорости, соответствующей *Маха числу полёта*  $M_\infty > 1—1,5$ , то есть со стартовым ускорителем. Эффект эжекции и дожигания топлива в тракте прямоточного воздушно-реактивного двигателя повышает экономичность (удельный импульс) РПД в несколько раз по сравнению с ракетными двигателями. Однако по этому показателю РПД уступает обычному прямоточному воздушно-реактивному двигателю.

РПД может быть использован на ракетах при полёте в плотных слоях атмосферы. Нашли применение РПД твёрдого топлива (РПДТ), входящие в интегральную компоновку «малообъёмных» ракет (см. *Прямоточный воздушно-реактивный двигатель*). В РПДТ применяются топлива, содержащие металлы (магний, алюминий), бор и др. теплопроизводительные элементы. Применение в РПДТ многосопловых блоков газогенераторов позволяет сократить длину прямоточной камеры сгорания и повысить полноту дожигания топлива в воздухе.

Лит.: Курзинер Р. И., Реактивные двигатели для больших сверхзвуковых скоростей полета, М., 1989.

В. А. Сосунов

Схема ракетно-прямоточного двигателя твёрдого топлива: 1 — набегающий поток воздуха; 2 — воздухозаборник; 3 — газогенератор; 4 — камера сгорания; 5 — реактивное сопло; 6 — вытекающие газы; 7 — многосопловый блок газогенератора, 8 — заряд твёрдого топлива.

**ракетно-турбинный двигатель** (РТД) — *комбинированный двигатель*, в котором сочетаются

элементы турбореактивного и ракетного двигателей. В РТД компрессор, сжимающий атмосферный воздух, приводится во вращение турбиной, работающей на продуктах сгорания газогенератора (ГГ), представляющего собой ракетный двигатель. Основные разновидности РТД: по принципиальной схеме — РТД со смешением потоков продуктов сгорания ГГ и воздуха за компрессором — РТДсм (рис. 1), РТД с отдельными потоками — РТДр (рис. 2); по типу используемого топлива — РТД жидкого топлива (РТДЖ), РТД твёрдого топлива (РТДТ), РТД газообразного топлива (РТДГ), РТД гибридного топлива и воздушно-реактивные РТД, использующие в качестве топлива горючее при работе ГГ ракетного двигателя на газифицированном и подогретом горючем или на переобогащённой смеси воздух — горючее (РТД «пароводородной» схемы — РТДп, РТД с системой ожижения части воздуха, отбираемого за компрессором, — РТДож и др.); по конструктивной схеме — РТД с прямой связью роторов компрессора и турбины, РТД с редуктором, понижающим частоту вращения ротора компрессора по сравнению с частотой вращения ротора турбины. Термодинамический цикл РТД, как и любого комбинированного двигателя, состоит из двух циклов: генераторного ракетного цикла (цикла ГГ) и основного (рабочего) воздушного цикла с обменом энергии между ними и передачей механической работы (в РТДр) или работы и теплоты (в РТДсм). Относительная работа и термический КПД  $\{\eta_t\}$  основного цикла РТД выше соответствующих параметров циклов форсированных ТРД (или ТРДД) благодаря увеличению степени повышения давления в цикле ГГ и степени теплоподвода, что при использовании одного и того же топлива обуславливает тягово-экономические преимущества РТД перед форсированными ТРД (или ТРДД). Удельная масса РТД ниже, чем ТРДДФ, вследствие увеличения давления в цикле ГГ и уменьшения размеров ГГ. Высотно-скоростные характеристики РТД, использующего ракетное топливо, занимают промежуточное положение между характеристиками ЖРД и ТРДФ (или ТРДДФ). РТД имеют преимущества перед смешанной силовой установкой, состоящей из ТРДФ (или ТРДДФ) и ЖРД, обеспечивая при равных с ней значениях тяги более низкие удельные расходы топлива, а при одинаковых удельных расходах топлива обладают лучшими габаритными и высотными показателями.

В 80-х гг. РТД ещё не нашли практического применения.

*Р. И. Курзинер*

Рис. 1. Схема РТД со смешением потоков: 1 — компрессор; 2 — газогенератор; 3 — турбина; 4 — стабилизатор пламени; 5 — камера сгорания; 6 — сопла.

Рис. 2. Схема РТД с отдельными потоками: 1 — компрессор; 2 — газогенератор; 3 — турбина; 4 — камера сгорания наружного контура; 5 — камера сгорания внутреннего контура; 6, 7 — сопла соответственно наружного и внутреннего контуров.

**ракетный двигатель** (РД) — *реактивный двигатель*, использующий для работы только вещества и источники энергии, имеющиеся на перемещающемся аппарате (летательном, наземном, подводном). В зависимости от вида энергии, преобразующейся в РД в кинетическую энергию реактивной струи, различают химические ракетные двигатели (ХРД), ядерные ракетные двигатели (ЯРД), электрические ракетные двигатели (ЭРД). В процессах преобразования первичной энергии в кинетическую энергию реактивной струи участвует *рабочее тело* РД. В ХРД источники энергии и рабочего тела совмещены в химическом *ракетном топливе*. Для ЯРД и ЭРД характерны отдельные источники энергии и рабочего тела.

ХРД по агрегатному состоянию топлива разделяются на *жидкостные ракетные двигатели* (ЖРД), *ракетные двигатели твёрдого топлива* (РДТТ), РД на гибридном, желеобразном (тиксотропном), псевдоожигенном и газообразном топливе. Широкое применение получили ЖРД и РДТТ. Тяга РДТТ достигает 12 МН, удельный импульс тяги — 2,5—3 км/с. Максимальная тяга ЖРД приближается к 10 МН, удельный импульс достигает 4,5—5 км/с. В ЯРД используется теплота, выделяющаяся в реакторе в результате цепной реакции деления, или энергия радиоактивного распада. *Удельный импульс тяги* ЯРД может значительно превышать удельный импульс тяги, развиваемый ХРД. ЯРД находятся в стадии изучения и создания экспериментальных образцов.

Для ЭРД характерен весьма высокий удельный импульс тяги, в десятки и сотни раз превышающий удельный импульс тяги ХРД. Созданы экспериментальные образцы ЭРД: электротермические, электро-магнитные, электростатический (ионный).

Ю. В. Ильин

**ракетный двигатель твердого топлива** (РДТТ), **пороховой двигатель**, — *ракетный двигатель*, работающий на *твёрдом ракетном топливе*. РДТТ широко применяются в качестве стартовых и маршевых двигателей ракет различных классов и реактивных снарядов. В авиационной и космической технике используются как ускорители взлёта самолётов, для отделения и увода отработавших ступеней космических ракет, обеспечения мягкой посадки при десантировании грузов, в системах аварийного спасения экипажей летательных аппаратов и др.

Общими элементами любого РДТТ являются (рис. 1): корпус 1 (камера сгорания), заряд твёрдого ракетного топлива 2, сопловый блок 3, воспламенитель 4, электрозапал 5 и тепловая защита. Заряд топлива либо свободно вложен в камеру сгорания в виде одной или нескольких шашек, либо скреплён с её стенками путём заливки в камеру топлива в полужидком состоянии с последующим его отверждением. Изменение поверхности горения по времени работы РДТТ определяет характер изменения тяги двигателя (тяга постоянная, увеличивается, уменьшается, изменяется ступенчато). Применяются канально-щелевые, звездообразные, торцевые и другие заряды (рис. 2). Участки поверхности, которые необходимо исключить из процесса горения, бронируются покрытиями из резиноканевых материалов. Для изготовления корпусов РДТТ применяются высокопрочные стали, алюминиевые и титановые сплавы, а также композиционные материалы. Воспламенительное устройство располагается, как правило, на переднем днище корпуса и служит для создания начал давления и зажигания заряда топлива. Сопловой блок преобразует тепловую энергию продуктов сгорания топлива в кинетическую энергию газовой струи. Вкладыш соплового блока, образующий горловину сопла, как самый теплонапряжённый элемент РДТТ, изготавливается из тугоплавких материалов (графит, вольфрам, молибден) или эрозионностойких прессматериалов. Для тепловой защиты внутренних стенок корпуса РДТТ и раструба сопла применяются стекло-, угле- и органопластики, прессматериалы на основе асбеста и фенольных смол.

Основные требования, предъявляемые к тепловой защите, — низкая теплопроводность и малая скорость деструкции при воздействии высокотемпературного потока газа.

РДТТ может иметь дополнительные устройства, служащие для управления вектором тяги. Изменение тяги осуществляется регулированием критического сечения сопла или вскрытием сопел противотяги; прекращение горения заряда топлива (например, для обеспечения заданной скорости в конце активного участка траектории) достигается резким сбросом давления в камере сгорания путём открытия спец. окон либо впрыском охлаждающей жидкости. Направление вектора тяги изменяется с помощью газовых рулей, помещаемых в вытекающую струю газа, поворотных сопел, несимметричным впрыском жидкости или вдувом газа в сверхзвуковую часть сопла и др. Несмотря на сравнительно малый удельный импульс тяги (2,5—3 км/с), РДТТ имеют существ. преимущества: возможность получения большой тяги (до 12 МН и более); высокая степень готовности к пуску, возможность длит. хранения; простота и компактность конструкции; высокая надёжность и простота эксплуатации.

Лит.: Фахрутдинов И. Х., Ракетные двигатели твердого топлива, М., 1981.

Рис. 1. Конструктивная схема РДТТ: 1 — корпус; 2 — заряд твёрдого топлива; 3 — сопло; 4 — воспламенитель; 5 — запал.

Рис. 2. Различные формы зарядов РДТТ: а — канально-щелевой; б — звездообразный; в — торцевой; 1 — бронирующее покрытие; 2 — канал; 3 — щель.

**ракетный самолет** — *реактивный самолёт*, на котором в качестве основного двигателя используется *ракетный двигатель*. Первые **Р. с.** с жидкостным ракетным двигателем были созданы

в Германии (Хейнкель He. 176 в 1939 и Мессершмитт Me 163 в 1941) и в СССР (БИ-1, 1942). Необходимость иметь на борту летательного аппарата и горючее и окислитель существенно ограничивает располагаемую продолжительность полёта **Р. с.**, поэтому их предполагалось использовать главным образом в качестве истребителей-перехватчиков (после взлёта и скоротечного воздушного боя такой самолёт должен был из-за нехватки топлива совершать планирующий полёт и посадку с неработающим двигателем). Во второй половине 40-х и в 50—60-х гг. в США для исследования проблем достижения больших скоростей полёта был построен ряд экспериментальных **Р. с.** с воздушным стартом с самолёта-носителя (чтобы не расходовать ракетное топливо также и на взлёт и начальный набор высоты). Большая тяга ЖРД при небольших его габаритах, аэродинамические и конструктивные особенности этих самолётов (применение тонких прямых или стреловидных крыльев умеренного и малого удлинения и материалов, способных противостоять аэродинамическому нагреванию) позволили, впервые преодолеть звуковой барьер (**Р. с.** Белл Х-1, 14 окт. 1947), а затем впервые достигнуть скоростей, в 2—3 раза превышающих скорость звука (Белл Х-1 А, Х-2 и др.). Дальнейшее развитие практической реактивной авиации шло по линии совершенствования более экономичных воздушно-ракетных двигателей. См. также *Ракетоплан*.

**ракетоплан** — летательный аппарат, траектория которого включает разгон и набор высоты с помощью *ракетного двигателя* и последующее *планирование* (отсюда название) с выключенным двигателями за счёт аэродинамической подъёмной силы крыла или несущего корпуса. Ввиду большого расхода топлива ракетным двигателем фаза активного участка полёта с работающим двигателем сравнительно непродолжительна (несколько минут), но достигаемые при этом скорость и высота могут быть, в зависимости от типа разгонного двигателя, весьма большими, вплоть до орбитальных. Вследствие этого участок планирования имеет большую протяжённость, достигающую межконтинентальной. Для увеличения скорости и высоты в конце активного участка **Р.** может иметь сбрасываемые элементы (топливные баки, разгонные ракетные блоки); вместо старта с земли возможен запуск **Р. с.** самолёта-носителя.

Идеи создания **Р.** выдвигались в 20—30-х гг. в исследованиях возможного типа космического корабля (К. Э. Циолковский, Ф. А. Цандер и др.). В 1944 Э. Зенгер (Германия) разработал проект дальнего гиперзвукового бомбардировщика-ракетоплана, летающего у границы атмосферы с суборбитальной скоростью. При этом предлагалось увеличить дальность полёта, используя движения в атмосфере по волнообразной траектории, а не планирующий спуск.

В 50-х гг. в США фирмой «Норт Американ» был создан экспериментальный гиперзвуковой **Р. Х-15** (рис. в табл. XXXIII), запускавшийся с самолёта-носителя В-52. В 1959—1967 три экземпляра этого **Р.** выполнили 199 пилотируемых полётов. При этом были достигнуты (в различных полётах) скорость 7297 км/ч (*Маха число полёта*  $M_{\{\infty\}} = 6,72$ ) и высоту 107960 м.

В 1957—1963 фирма «Боинг» и ВВС США проводили работы по проектированию орбитального **Р. Х-20**, предназначенного для выхода на орбиту и широкого маневрирования с использованием аэродинамических сил при спуске в атмосфере. Ряд проектов орбитальных **Р.** разрабатывался и в других странах.

*В. В. Скапенко*

**Раков** Василий Иванович (р. 1909) — советский лётчик, генерал-майор авиации (1958), профессор (1969), доктор военно-морских наук (1967), дважды Герой Советского Союза (1940, 1944). В Советской Армии с 1928. Окончил Ленинградскую военно-теоретическую школу лётчиков (1929), Первую Военную школу лётчиков (1931), Военную школу морских лётчиков (1931), Военно-морскую академию (1942), Высшую военную академию (1946; позже Военная академия Генштаба Вооруженных Сил СССР). Участник советско-финляндской и Великой Отечественной войн. В ходе войны был командиром морской авиабригады, заместитель командира третьей особой Севастопольской авиагруппы, помощник командира штурмовой авиадивизии, командир авиаполка. Совершил свыше 170 боевых вылетов, участвовал в потоплении 12 кораблей и судов противника.

После войны командир авиасоединения, с 1948 на преподавательской работе в Военно-морской академии, в 1952—1970 заместитель начальника, затем начальник кафедры академии. Награждён 2 орденами Ленина, 3 орденами Красного Знамени, орденами Отечественной войны 1-й степени, Красной Звезды, медалями. Бронзовый бюст в Санкт-Петербурге. Портрет см. на стр. 468.

Соч.: Крылья над морем, Л., 1974; В авиации — моя жизнь, Л., 1988.

Лит.: Калиниченко А. Ф., Всегда впереди, в его кн.: Герои неба, Калининград, 1982.

**рампа** (французское *rampe*, от *ramper* — подниматься отлого, быть покатым) — створка люка грузовой кабины летательного аппарата, совмещённая с трапом. Обычно применяется на транспортных самолётах (вертолётах). Габариты **Р.** зависят от размеров и грузоподъёмности летательного аппарата. **Р.** обеспечивает герметичность грузовой кабины, обтекаемость фюзеляжа, погрузку-выгрузку колёсной и гусеничной техники и грузов, парашютное десантирование техники, грузов и людей.

Открытие **Р.** на земле даёт возможность проводить погрузочно-разгрузочные работы с применением верхнего погрузочного оборудования и вентилировать грузовую кабину. По способу открытия различают **Р.** поворотные (поворачиваются на шарнирах вокруг оси навески на пороге грузового люка), откатные (откатываются по рельсам от люкового проёма), сдвижные (сдвигаются с помощью качалок или водил из люкового проёма). Обычно **Р.** размещаются в задней части грузовых кабин. На некоторых самолётах они размещаются также и в передней части.

Н. П. Сербул

**Ранверсман** — фигура пилотажа, то же, что поворот на горке.

**Ранкина (Рёнкина) — Гюгоньо формула** — см. в статье *Гюгоньо адиабата*.

**Раскова** Марина Михайловна (1912—1943) — советская лётчица-штурман, майор, Герой Советского Союза (1938). С 1932 работала в аэронавигационной лаборатории Военно-воздушной академии РККА имени профессора Н. Е. Жуковского (ныне ВВИА). В 1934 получила звание штурмана в Центральном учебном комбинате ГВФ. Окончила школу пилотов Центрального аэроклуба Осоавиахима (1935). Совершила *перелёты*: Москва — Актюбинск (1937, совместно с В. С. Гризодубовой), Севастополь — Архангельск (1938, совместно с В. Ф. Ломако и П. Д. Осипенко), Москва — посёлок Керби (ныне село имени Полины Осипенко Хабаровского края; 1938, совместно с Гризодубовой и Осипенко). С 1938 в Красной Армии. Участница Великой Отечественной войны. Командовала авиагруппой по формированию женских авиаполков; командир женского бомбардировочного авиаполка. Награждена 2 орденами Ленина, орденом Отечества, войны 1-й степени (посмертно). Погибла в авиационной катастрофе при исполнении служебных обязанностей. Урна с прахом в Кремлёвской стене. Именем **Р.** названо Тамбовское высшее военное авиационное училище лётчиков.

Соч.: Записки штурмана, 2 изд., М., 1976.

Лит.: Маркова Г. И., Взлет: о Герое Советского Союза М. М. Расковой, М., 1986.

М. М. Раскова.

**распознавание цели** — отнесение обнаруженной цели к определенному классу объектов, обладающих общими свойствами (признаками). Процесс **Р. ц.** состоит в сравнении текущей информации об объекте, получаемой с помощью визирных устройств или зрительно, с эталонными образами целей, содержащимися в памяти вычислительной системы или человека, и в принятии решения о классификации объекта. Вероятность правильного **Р. ц.** повышается с увеличением числа признаков и улучшением качества их измерения бортовыми системами и с ростом информативности эталона. Для решения задач **Р. ц.** наиболее пригодны информационные системы, обеспечивающие высокое разрешение элементов объекта, и специализированные ЭВМ

матричного типа с параллельной обработкой больших массивов информации либо оптико-электронные системы голографического типа.

Отдельной задачей является опознавание принадлежности государственной принадлежности летательных аппаратов.

**Расторгуев** Виктор Леонидович (1910—1945) — советский лётчик-испытатель, планерист, мастер спорта СССР (1937). В 1931 окончил Высшую лётно-планёрную школу Осоавнахима. Провёл испытания летательного аппарата конструкции В. Н. Беляева с крылом пониженной жесткости типа «бабочка», что сыграло существенную роль в создании самолётов с «гибкими» крыльями. Участник Великой Отечественной войны, лётчик-испытатель самолётов Як. Первым в СССР провёл специальные испытания на перевернутый штопор самолета Як-3. Исследовал его противштопорные свойства и отработал рекомендации по выводу самолета из штопора. Провёл особо сложные испытания истребителей Як на флаттер и модифицированного Як-3 с жидкостным ракетным ускорителем — Як-ЗРД. Установил ряд всесоюзных и мировых рекордов по планёрному спорту. Погиб в испытательном полёте. Награждён орденами Красного Знамени, «Знак Почёта», медалями. Именем **Р.** назван кратер на Луне.

**В. Л. Расторгуев.**

**расход воздуха** в авиационном двигателе — отношение количества воздуха, поступающего в двигатель из атмосферы, ко времени его поступления. **Р. в.** достигает в мощных турбореактивных двухконтурных двигателях с большой степенью двухконтурности 600—700 кг/с во взлётных условиях, в малоразмерных газотурбинных двигателях — 1—25 кг/с. С увеличением высоты полёта **Р. в.** уменьшается из-за падения плотности воздуха. С увеличением скорости полёта **Р. в.** возрастает вследствие повышения входного давления скоростным напором. Наряду с *удельной тягой* **Р. в.** является одним из основных факторов, определяющих габариты двигателя заданной тяги.

**расход рулей** — углы отклонения *рулей управления* лётчиком посредством *рычагов управления* и (или) от автоматических устройств. Для нерезервированных систем управления предельные **Р. р.**, реализуемые системами, обычно не превышают 25% их максимального хода  $\{\{\delta\}\}_{\max}$ . По мере повышения уровня автоматизации систем управления **Р. р.** от автоматики увеличивались. Они могут достигать значений  $\{\{\delta\}\}_{\max}$ .

**расход топлива** — выражается в абсолютных и относительных величинах. К первым относится расход топлива за всё время полёта от аэродрома отправления до аэродрома назначения или на отдельных этапах полёта. К относительным величинам относятся: 1) *удельный Р. т.* в кг топлива на 1 кВт в 1 ч — у поршневых двигателей и турбовинтовых двигателей и в кг топлива на 1 Н тяги в 1 ч — у турбореактивных двигателей. Удельный **Р. т.** — одна из основных характеристик двигателей; 2) *часовой Р. т.* в кг топлива на 1 ч полёта; 3) *километровый Р. т.* в кг топлива на 1 км пути. Два последних показателя могут выражаться осреднённым значением, когда принимается полный расход топлива от старта до посадки, или показателем, соответствующим **Р. т.** только на крейсерском участке полёта; при этом исключается расход топлива на набор высоты и снижение перед посадкой; 4) **Р. т.**, приходящийся на 1 пассажиро-км или 1 тонно-км. См. также статью *Удельный расход топлива*.

**расцепка** — механическое разделение элементов конструкции летательного аппарата в полёте. Применяется при отделении элементов подвески (бомб, ракет, подвесных топливных баков и т. д.) от самолёта, разделении блоков (модулей) или ступеней многоступенчатых космических летательных; в 30-е гг. применялась при отделении самолётов от «авиамамки».

Основное требование при **Р.** — исключение возможности соударения расцепляющихся элементов. **Р.** производится по узлам механической связи с одновременным или предшествующим **Р.** разъединением электрических, гидравлических и пневматических коммуникаций, связывающих

разделяющиеся элементы системы. **Р.** реализуется в различных конструкциях с помощью механических замков, пиротехнических устройств (пироболты), вспомогательных ракетных двигателей твердого топлива, пружинных или пневматических толкателей. **Р.** предшествует запуску двигателя следующей ступени многоступенчатого космического летательного аппарата или осуществляется после его включения. В ряде конструкций для **Р.** используют аэродинамические силы. Однако этот способ эффективен лишь в определенном диапазоне высот и скоростей полёта летательного. В разреженных слоях атмосферы и в космосе **Р.** осуществляется с помощью механических устройств и систем со специальными ракетными двигателями. Сокращение времени **Р.** уменьшает потери скорости летательного аппарата.

**расчётная нагрузка** — предельное значение внешней нагрузки, по которому производится расчёт конструкции летательного аппарата на прочность. Конструкция не должна разрушаться при нагрузках, меньших **Р. н.** Значение **Р. н.** определяется для каждого расчётного случая как произведение эксплуатационной максимальной нагрузки на коэффициент безопасности.

**расчётный режим работы двигателя** — задаваемый при проектировочном расчёте авиационного воздушно-реактивного двигателя режим его работы. При проектировании определяются размеры проходных сечений проточной части двигателя и его составных частей — компрессора, турбины, камеры сгорания, реактивного сопла и т. д. Размеры проточной части должны соответствовать установленным в техническом задании требованиям к основным показателям двигателя на расчётном режиме — тяге (мощности), удельному расходу топлива и др. При предварительном проектировании авиационного газотурбинного двигателя иногда в качестве расчётного принимается режим макс. тяги (мощности) на взлёте. У двигателей многорежимных летательных аппаратов выбор размеров проточной части должен удовлетворять требованиям к показателям на всех основных режимах полёта. Например, при проектировании двигателя для сверхзвукового пассажирского самолёта задаются тяга и удельный расход топлива на режимах крейсерского полёта со сверх- и дозвуковой скоростями, тяга и допустимый уровень шума на взлётном режиме, тяга на режиме полёта с околосвуковой скоростью. В подобных случаях согласование размеров проточной части с требованиями к основным показателям двигателя обеспечивается регулированием его элементов (поворотом лопаток направляющих аппаратов компрессора, сопловых аппаратов турбины, створок сопел и др.). Размеры проточной части являются исходной информацией для проектировочного расчёта двигателя на прочность с учётом наиболее напряжённых режимов его работы. При этом конфигурация проточной части и конструктивная схема двигателя уточняются для обеспечения необходимого ресурса и надёжности двигателя.

*М. М. Цховребов*

**расчётный случай** — случай экстремальных условий эксплуатации летательного аппарата, подлежащий обязательному учёту (расчёту) при проектировании летательного аппарата. **Р. с.**, например, являются посадка на воду дальнего пассажирского самолёта при выборе его аэродинамической схемы, отказ двигателя критического при проектировании органов управления, болтанка при расчётах на прочность и определении ресурса авиационной конструкции.

**Рафаэлянц** Арам Назарович (1897—1960) — советский авиаконструктор. После окончания Николаевского городского училища (1915) работал в четвертом Кавказском авиаотряде (1916—1919). Участник Гражданской войны. В 1922 поступил в Академию Воздушного Флота имени профессора Н. Е. Жуковского, где построил авиетку РАФ-1 (1925) и лёгкий самолёт РАФ-2, совершивший перелёты из Москвы в Одессу и Берлин (1927). Работал на авиационном заводе (1927—1933), где занимался вопросами прокатки нержавеющей стали. В 1933—1941 создавал модификации самолёта Р-5 Н. Н. Поликарпова. На пассажирском варианте ПР-5 этого самолёта лётчик В. С. Молоков совершил перелёт Москва — о. Диксон (1935). **Р.** спроектировал и построил лёгкие пассажирские самолёты РАФ-11 и РАФ-Ибис (1937—1939). В 1946—1960 — в лётно-исследовательском институте, где построил (1957) экспериментальный вертикально взлетающий аппарат «Турболёт» (рис. в табл. XXVI) с газотурбинным двигателем АЛ-9Г. Награждён орденами

Трудового Красного Знамени, «Знак Почёта», медалями.

А. Н. Рафаэлянц.

**РБВЗ** — сокращённое название *Русско-Балтийского вагонного завода*, используемое иногда в обозначениях построенных им самолётов..

**Рд** — 1) распространённое название самолёта АНТ-25 (см. *Ту*), построенного с целью выполнения рекордных беспосадочных перелётов (РД — рекорд дальности).

2) Обозначение некоторых авиационных двигателей, в их числе: жидкостные ракетные двигатели для экспериментальных самолётов (РД-1 *А. М. Исаева* для реактивного истребителя *БИ-1*, ускорители РД-1 и РД-1ХЗ *В. П. Глушко* и т. д.); автопульсирующий ВРД РД-13 *В. Н. Челомей*; турбореактивные двигатели, строившиеся в СССР в первые годы после Великой Отечественной войны по зарубежным образцам (РД-10, РД-20, РД-45, РД-500); ряд турбореактивных двигателей отечественной конструкции, например РД-3М, РД-9Б (см. *АМ*), РД36-51А (см. *ВД*), РД-33 (см. *ВК*).

**реактивная сила** — см. *Тяга двигателя*.

**реактивное сопло** — выходной канал реактивного двигателя, в котором происходит преобразование потенциальной энергии газа в его кинетическую энергию. Путём регулирования минимальной площади **Р. с.**  $F^*$ , (см. рис.) достигается высокоэффективная работа расположенных перед ним элементов двигателя (газогенератора, форсажной камеры и др.). Течение в **Р. с.** должно происходить с минимальными потерями для получения максимальной тяги двигателя. Для достижения высоких лётных характеристик летательного на всех режимах полёта требуется точное согласование внутреннего контура **Р. с.** с внешними обводами силовой установки. Поэтому необходимо осуществлять не только указанное регулирование  $F^*$ , но и регулирование площади  $F_c$  выходного сечения **Р. с.**

С помощью **Р. с.** в ряде случаев управляют значением и направлением вектора тяги (см. *Управление вектором тяги*), реверсируют тягу (см. *Реверсивное устройство*) и уменьшают шум выходящей из **Р. с.** газовой струи. Конструкция **Р. с.** должна быть работоспособной при высокой температуре, обеспечивать герметичность и иметь малую массу.

**Р. с.** могут быть разделены на два типа: суживающиеся, в которых площадь поперечного сечения по длине уменьшается, и суживающиеся — расширяющиеся (типа *Лавалья сопла*), в которых площадь поперечного сечения по длине сначала уменьшается, а затем увеличивается. Их также различают по форме проходных сечений: круглые, кольцевые, прямоугольные («плоские») и др. Выбор формы сопла определяется многими факторами, главными из которых являются: рациональная (с наименьшим внешним сопротивлением) компоновка на летательных аппаратах, возможность управления вектором тяги, снижение уровней инфракрасного излучения, шума и т. п. Контур **Р. с.** для уменьшения гидравлических потерь стремятся выполнить плавными. В этом случае потери обусловлены в основном трением, и в первом приближении течение газа в **Р. с.** можно рассматривать изоэнтальпическим и одномерным. В **Р. с.** с большими углами суживающейся и расширяющейся частей, при наличии угловых точек в его контуре, а также в **Р. с.** неосесимметричной формы течение нельзя считать одномерным. В этом случае возникают также газодинамические потери (например, в скачках уплотнения), определение которых возможно лишь в результате двух- и трёхмерных расчётов течения в **Р. с.**

Истечение из суживающегося—расширяющегося сопла при больших степенях понижения давления  $\{\{\pi\}\}_c^*$  ( $\{\{\pi\}\}_c^* = p_o^*/p_n$ , где  $p_o^*$  — полное давление газа перед соплом,  $p_n$  — давление в окружающей среде) происходит таким образом, что в выходном сечении **Р. с.** давление  $p_c$  не связано с давлением в окружающей среде и зависит только от  $p_o^*$ , площади выходного сечения  $F_c$  и формы сопла. Различают три режима истечения: расчётный — при  $p_c = p_n$ ; перерасширение газа в сопле — при  $p_c < p_n$ ; недорасширение — при  $p_c > p_n$ . Так как величина  $\{\{\pi\}\}_c^*$  с увеличением

скорости (*Маха числа полета*  $M_{\infty}$ ) растёт от 2—3 при  $M_{\infty} = 0$  до 20—25 при  $M_{\infty} = 3$ , то очевидно, что нерегулируемые **Р. с.** ( $F/F^* = \text{const}$ ) лишь при одном значении  $\pi_c^*$  работают на расчётном режиме. На всех остальных режимах имеются потери тяги, связанные с нерасчётностью истечения.

В большинстве случаев стенки регулируемых **Р. с.** двигателя выполняются из набора створок, которые имеют прямолинейные образующие — сужающаяся и расширяющаяся части представляют собой усечённые конусы, плавно соединяющиеся в окрестности минимального сечения сопла. В связи с этим, кроме указанных гидравлических и газодинамических потерь тяги, а также потерь из-за нерасчётности истечения возникают потери на непараллельность потока в выходном сечении сопла (потери на рассеивание потока) и потери, связанные с негерметичностью стенок и соединений в конструкции сопла (потери на утечки газа). В лучших образцах регулируемых **Р. с.** потери на утечки не превышают 0,5%.

Уровни потерь тяги в **Р. с.** на различных режимах работы двигателя описываются рядом коэффициентов, важнейшими из которых являются коэффициент тяги сопла **Р. с.** и коэффициент эффективной тяги сопла

$\eta_{\text{Р.с.}}$

где  $P_{\text{Р.с.}}$  — действительная тяга сопла, равная разности импульса на выходе из сопла и силы противодействия окружающей среды;  $P_{\text{ид}} = m_c v_{\text{ид}}$  — идеальная тяга сопла;  $v_{\text{ид}}$  — идеальная скорость истечения, соответствующая изоэнтропическому расширению газа от давления  $p_0^*$  до давления  $p_n$ ;  $m_c$  — масса газа, проходящего через сопло в 1 с,  $x_c$  — сила внешнего сопротивления сопла (кормовой части силовой установки);  $\eta_{\text{Р.с.}} = P_{\text{Р.с.}}/P_{\text{ид}}$ . Значения  $\eta_{\text{Р.с.}}$  для лучших регулируемых сопел равны 0,97—0,98.

Наиболее распространёнными схемами регулируемых **Р. с.** являются суживающиеся — расширяющиеся с непрерывным контуром и разрывом контура. Прорабатываются конструкции сопел с центр. телом и плоские. Показанные на рис. схемы а и б иллюстрируют возможность независимого механического регулирования минимального и выходного сечений суживающегося — расширяющегося сопла и сопла с разрывом контура. Наличие «жидкой стенки» с у сопла с разрывом контура (б), сопла с центральным телом (в) и плоского сопла с односторонним внешним расширением (г) обеспечивает автоматическое аэродинамическое регулирование выходного сечения сопла (положение «жидкой стенки» зависит от  $\pi_c^*$ ). Регулирование площади минимального сечения сопла в схеме сопла с центральным телом возможно либо путём осевого перемещения центр. тела, либо путём прикрытия обечайки, для чего конструкция её должна быть створчатой. В плоском **Р. с.** наиболее просто реализовать отклонение вектора тяги с помощью верхней створки, которая может быть одновременно дефлектором или закрылком крыла, что способствует повышению аэродинамического качества. Масса конструкции сверхзвукового **Р. с.** с непрерывным контуром составляет примерно 10% массы двигателя.

*Л. И. Соркин*

Схемы регулируемых реактивных сопел: а — суживающееся — расширяющееся сопло с непрерывным контуром; б — суживающееся — расширяющееся сопло с разрывом контура; в — сопло с центральным телом; г — плоское сопло.

**реактивное топливо** — см. в статье *Топливо авиационное*.

**реактивные снаряды** калибра 82 и 132 мм (РС-82, РС-132) — первые образцы ракетного вооружения советской авиации (см. табл.). РС-82 принят на вооружение истребителей И-15, И-16, И-153 в декабре 1937, а РС-132 — на вооружение бомбардировщика СБ в июле 1938. Первое боевое применение в качестве оружия «воздух — воздух» состоялось 20 августа 1939 в боях у реки Халхин-Гол, когда группа из пяти И-16 залпом РС-82 уничтожила 2 самолёта противника. В годы

Великой Отечественной войны РС-82 и РС-132 широко применялись как ракетное оружие «воздух — поверхность» для поражения живой силы и наземной боевой техники. Сухопутные аналоги **Р. с.** различных калибров и модификаций (в том числе М-8 и М-13) использовались в ракетной артиллерии («катюши»).

Таблица — Реактивные снаряды

Основные данные	РС-82 (М-8)	РС-132 (М-13)
Калибр, мм	82	132
Длина, мм	1090	1415
Масса, кг	13,3	42,5
В т.ч. масса боевой части	5,4	21,3

**реактивный двигатель**, **двигатель прямой реакции**, — условное наименование большого класса двигателей для летательных аппаратов различного назначения. В отличие от силовой установки с поршневым двигателем внутреннего сгорания и воздушным винтом, где тяговое усилие создаётся в результате взаимодействия винта с внешней средой, **Р. д.** создаёт движущую силу, называемую **реактивной силой** или **тягой**, в результате истечения из него струи *рабочего тела*, обладающей кинетической энергией. Эта сила направлена противоположно истечению рабочего тела. Движителем при этом является сам **Р. д.** Первичная энергия, необходимая для работы **Р. д.**, как правило, содержится в самом рабочем теле (химическая энергия сжигаемого топлива, потенциальная энергия сжатого газа).

**Р. д.** делятся на две основные группы. Первую группу составляют *ракетные двигатели* — двигатели, создающие тяговое усилие только за счёт рабочего тела, запасённого на борту летательного аппарата. К их числу относятся *жидкостные ракетные двигатели*, *ракетные двигатели твёрдого топлива*, электрические ракетные двигатели и др. Применяются в ракетах различного назначения, в том числе и в мощных бустерах, служащих для вывода космических кораблей на орбиту.

Ко второй группе относятся *воздушно-реактивные двигатели*, в которых основным компонентом рабочего тела является воздух, забираемый в двигатель из окружающей среды. В воздушно-ракетных двигателях — *турбореактивных двигателях*, *прямоточных воздушно-реактивных двигателях*, *пульсирующих воздушно-реактивных двигателях* — всё тяговое усилие создаётся за счёт прямой реакции. По рабочему процессу и конструктивным особенностям к воздушно-ракетным двигателям примыкают некоторые авиационные газотурбинные двигатели непрямой реакции — *турбовинтовые двигатели* и их разновидности (*турбовинтовентиляторные двигатели* и *турбовальные двигатели*), у которых доля тягового усилия за счёт прямой реакции незначительна или она практически отсутствует. *Турбореактивные двухконтурные двигатели* с различным значением степени двухконтурности занимают в этом смысле промежуточное положение между турбореактивными двигателями и турбовинтовыми двигателями. Воздушно-ракетные двигатели применяются главным образом в авиации в составе силовой установки самолётов военного и гражданского назначения. Используя в качестве окислителя окружающий воздух, воздушно-ракетные двигатели обеспечивают существенно большую топливную экономичность, чем ракетные двигатели, так как на борту самолёта необходимо иметь только горючее. В то же время возможность осуществления рабочего процесса с использованием окружающего воздуха ограничивает область использования воздушно-ракетных двигателей атмосферой.

Основное преимущество ракетного двигателя перед воздушно-ракетным двигателем состоит в его способности работать при любых скоростях и высотах полёта (тяга ракетного двигателя не зависит

от скорости полёта и возрастает с высотой). В некоторых случаях применяются комбинированные двигатели, сочетающие в себе признаки ракетных и воздушно-ракетных двигателей. В комбинированных двигателях для улучшения экономичности воздух используется на начальном этапе разгона с переходом на ракетный режим на больших высотах полёта.

*С. М. Шляхтенко*

**реактивный привод несущего винта** — вид привода несущего винта вертолётa, при котором крутящий момент создается силой реакции газов, вытекающих из установленных на концах лопастей реактивных двигателей или реактивных сопел. При таком приводе отсутствует тяжёлая и сложная механическая *трансмиссия вертолета*, что повышает его весовое совершенство. При **Р. п.** реактивный момент на фюзеляже незначителен, поэтому возможно уменьшение размеров *рулевого винта* (служащего в этом случае только для путевого управления) и длинны хвостовой балки. Для путевого управления используются также рули направления, располагаемые в потоке от несущего винта (при компрессорном приводе — в струе от турбореактивного двигателя). Недостатки **Р. п.** — большой расход топлива, высокий уровень шума, сложность конструкции лопастей и втулки.

Различают **Р. п.** с реактивными двигателями на концах лопастей и с реактивным компрессорным приводом. В **Р. п.** первого типа в качестве двигателей используются прямоточные воздушно-реактивные двигатели, пульсирующие воздушно-реактивные двигатели, жидкостные ракетные двигатели и турбореактивные двигатели. При **Р. п.** второго типа двигатель, установленный в фюзеляже служит для привода компрессора (как генератора сжатого воздуха) или его турбокомпрессор используется как генератор сжатого газа. Воздух (газ) подаётся через втулку и лопасти винта к реактивным соплам на концах лопастей. Повысить мощность компрессорного привода можно путем сжигания дополнительного топлива в камерах сгорания, расположенных на концах лопастей. Способ с подачей воздуха от компрессора называется «холодным циклом», а с подачей в лопасти выпускных газов газотурбинного двигателя — «горячим циклом». «Тёплым циклом» называется подача газов от газотурбинных двигателей смешанных с воздухом от компрессора.

Вертолёт Сюд авиасьон SO 12 «Джин» (1953, Франция) с компрессорным приводом строился серийно. Фирма «Хиллер» (США) построила малую серию вертолетов «Хорнет» (1953) с прямоточным воздушно-реактивным двигателем на концах лопастей. В 40-х гг. в СССР проводились экспериментальные разработки вертолётов с прямоточным воздушно-реактивным двигателем и пульсирующим воздушно-реактивным двигателем на концах лопастей. В 1959 в ОКБ М. Л. Миля был создан экспериментальный вертолет с турбореактивным двигателем на концах лопастей.

Вертолётa с **Р. п.** не строятся из-за низкой топливной экономичности.

*Лит.:* Масленников М. М., Бехли Ю. Г., Шальман Ю. И., Газотурбинные двигатели для вертолетов, М., 1969.

*В. Р. Михеев*

**реактивный самолёт** — самолёт, оснащённый *реактивным двигателем* (турбореактивным двигателем, прямоточным воздушно-реактивным двигателем, пульсирующим воздушно-реактивным двигателем, жидкостным реактивным двигателем и т. п.). Первый в СССР полёт на ракетопланёре РП-318-1 конструкции *С. П. Королёва* осуществил в феврале 1940 *В. П. Фёдоров*. 15 мая 1942 лётчик *Г. Я. Бахчиванджи* совершил первый полёт на **Р. с.** *БИ-1* с жидкостным реактивным двигателем. За рубежом первый полёт **Р. с.** состоялся в июне 1939 в Германии (Хейнкель He. 176 с жидкостным реактивным двигателем). **Р. с.** с воздушно-реактивным двигателем составляют основу парка военной и гражданской авиации.

**реального газа эффекты** — изменения при высоких температурах физико-химических свойств газа

по сравнению со свойствами совершенного газа. При повышении температуры  $T$  (в воздухе при  $T > 1000$  К) в многоатомных газах возбуждаются колебательные степени свободы, при более высоких температурах (для воздуха при  $T > 2000$  К) молекулы распадаются на атомы (диссоциация) и происходят химические реакции между компонентами, а при ещё больших температурах (в воздухе при  $T > 6000$  К) образуются ионы и электроны (ионизация), возникает излучение и т. д. При этом по сравнению с исходными (при нормальных температурах) меняются теплоёмкости газа, его молярная масса, наряду с вязкостью и теплопроводностью становятся существенными диффузия, электрическая проводимость и пр. Каждый из этих физико-химических процессов имеет своё характерное время *релаксации*, которое может быть много меньше, сравнимо или много больше характерного газодинамического времени течения. В соответствии с этим реализуются *равновесные течения*, *неравновесные течения* и *замороженные течения* с присущими им особенностями. **Р. г. э.** приводят к изменениям степени сжатия газа за ударной волной и конфигурации последней, оказывают влияние на тягу прямоточного воздушно-реактивного двигателя, аэродинамические характеристики летательных аппаратов и существенно изменяют *аэродинамическое нагревание* обтекаемых тел (особенно при *гиперзвуковых течениях*).

**реверберационная камера** — помещение, предназначенное для акустических измерений в условиях диффузного звукового поля (в каждой точке поля *звуковое давление* одинаково). Диффузность поля в камере оценивается реверберацией (остаточным звучанием после выключения источника звука, вызванным отражением и рассеянием звуковых волн). Стены **Р. к.** (см. рис.) выполняются из железобетона, облицованного изнутри покрытием, например, мраморными плитами, обеспечивающим высокое отражение звука. Для обеспечения диффузности звукового поля **Р. к.** выполняется неправильной формы, и в ней устанавливаются отражатели в виде пластин, размеры которых сравнимы с длиной исследуемых звуковых волн. Для снижения уровня помех в них **Р. к.** выполняются в виде коробки, установленной на амортизаторах на отдельном фундаменте, и имеют вторые обычные строительные стенки. Качество **Р. к.** определяется временем реверберации — временем, за которое после выключения источника звука звуковое давление уменьшается в  $10^3$  раз (это время должно быть не менее 15—5 с в области низких и 5—3 с в области высоких частот), и неравномерностью звукового поля, которая в области рабочих частот не должна превышать  $\{\pm\}0,5$  дБ. Размеры **Р. к.** определяются низшей частотой исследуемого звука; для частот  $\{f < \}$  100 Гц объём **Р. к.** должен быть более 200 м<sup>3</sup>. В **Р. к.** проводятся измерения звуковой мощности и спектра мощности различного *шума источников*, а также коэффициент звукопоглощения материалов. Две смежные **Р. к.** с общим проёмом в одной из стен применяются для определения звукоизоляции конструкций (в том числе авиационных), которые устанавливаются в проём. Исходное звуковое поле создаётся громкоговорителями или сиренами в камере высоких уровней звука, а излучение звука конструкцией определяется в другой камере — камере низких уровней; звукоизоляция определяется как разность уровней звукового давления, измеренных в камерах высоких и низких уровней звука.

А. Г. Мушин

**реверс органов управления самолета** (от латинского *revrsus* — обращенный назад) — явление, обусловленное потерей эффективности аэродинамических *органов управления* и обращением их действия. **Р.** наступает главным образом из-за упругости авиационных конструкций. Например, для прямого крыла большого удлинения это явление вызвано тем, что при отклонении элерона расположенного позади оси жесткости, крыло закручивается и возникают аэродинамические силы, уменьшающие аэродинамическое воздействие обусловленное отклонением элерона на «жестком» крыле. Для крыльев прямой стреловидности неблагоприятное изменение местных *углов атаки* усиливается из-за изгиба крыла. В результате эффективность органов управления обычно уменьшается с увеличением *скоростного напора*  $q$ . При достижении некоторого значения  $q$ , которое называется **критическим скоростным напором**  $q_{кр\ рев}$ , она становится равной нулю. При увеличении  $q$  сверх значения  $q_{кр\ рев}$  производные *аэродинамических коэффициентов* характеризующие эффективность органов поперечного управления, например для элерона — это  $m_x\{\delta\}$  (см. рис.) изменяют знак, и наступает обращение управления. При одинаковом угле

отклонения элеронов при  $q > q_{кр\text{ рев}}$  и  $q < q_{кр\text{ рев}}$  моменты крена различны по знаку, и самолёт накрывается в противоположных направлениях. При **Р.** продольного управления оказывается невозможным изменение перегрузки самолёта, производная  $n_y\{\{\delta\}\} = 0$ . Это явление, как и **Р.** путевого управления, обычно наступает при значениях скоростного напора, превышающих значение  $q_{кр\text{ рев}}$  элеронов.

Первые значительные расчётные и экспериментальные исследования **Р.** элеронов в 30—50-х гг. выполнили английские учёные Р. Кокс, А. Пагсли, В. Дункан и советские учёные *Е. П. Гроссман*, Я. М. Пархомовский, В. М. Фролов. Особенность современных расчётных методов — совместное решение проблемы **Р.** и других проблем статической *аэроупругости*. Наибольшее развитие и применение нашли расчёты на основе так называемых методов, заданных форм и коэффициентов влияния. Анализ **Р.** органов управления сводится при этом к исследованию влияния скоростного напора на суммарные и распределённые аэродинамические характеристики самолёта. Математически задача исследования **Р.** (как и *флаттера*, *дивергенции*) может быть сведена также к проблеме собственных значений. Такой подход используют, например, при поиске оптимального распределения массы силовой конструкции, обеспечивающего макс. скоростной напор **Р.** Экспериментальные методы исследования явлений статической аэроупругости и **Р.** основываются на испытаниях полных упругоподобных моделей, а также полумоделей и моделей-консолей крыльев в аэродинамических трубах. Важная роль эксперимента обусловлена необходимостью уточнения расчёта в наиболее опасном околозвуковом диапазоне скоростей потока, при больших углах атаки, при исследованиях сложных органов управления с учётом интерференции несущих поверхностей, то есть в случаях, когда методы расчёта ещё недостаточно эффективны.

Проблему **Р.** элеронов и обеспечения необходимой эффективности поперечного управления для скоростных самолётов, как правило, не удаётся решить путём увеличения жёсткости конструкции (сверх значений, определяемых условиями прочности). Поэтому наряду с элеронами обычно применяют интерцепторы, элероны-закрылки, дифференциально отклоняемый стабилизатор и другие органы. Их эффективность падает из-за неблагоприятных деформаций конструкции в меньшей мере. В СССР в 60-е гг. была предложена и реализована принципиально новая концепция решения проблемы **Р.**, основанная на использовании упругости конструкции. В частности, предложены весьма эффективные органы поперечного управления при больших значениях  $q$  — дифференциально отклоняемый носок крыла — предэлерон, выносной элерон.

**Р.** некоторых органов управления (в том числе и предэлерона) может быть обусловлен также чисто аэродинамическими эффектами. Это явление, как и средства его устранения, не связаны с упругостью конструкции (см. *Потеря эффективности органа управления*).

Схема расположения органов поперечного управления и кривые, характеризующие эффективность органов управления: I — элерона; II — предэлерона; III — элерона и предэлерона; I — элерон; 2 — интерцептор; 3 — предэлерон; 4 — элерон-закрылок.

*Г. А. Амирьянц*

**реверсивное устройство** — устройство для полного или частичного обращения направления вектора тяги двигателя самолёта; разновидность устройств для *управления вектором тяги*. **Р. у.** нашло широкое применение в реактивной авиации и устанавливается на всех современных реактивных двигателях, используемых в гражданской авиации. Реверсирование тяги служит в основном для торможения самолёта при посадке. Может быть использовано в аварийных ситуациях при взлёте и для маневрирования в полёте. Особенно эффективно использование **Р. у.** для торможения при малых коэффициентах трения колёс шасси, например при влажной или обледенелой взлетно-посадочной полосе. Симметричные и несимметричные **Р. у.** могут быть неуравновешенными и уравновешенными (см. рис.).

Реверсирование тяги реактивного двигателя достигается направлением выпускной струи в обратную сторону с помощью дросселирующих и отклоняющих элементов, перекрывающих и

соответствующим образом направляющих поток газов из двигателя. На режиме прямой тяги **Р. у.** не должно загромождать поток и создавать дополнит, потери и утечки, на режиме обратной тяги **Р. у.** не должно оказывать влияния на устойчивость работы двигателя. Обратная тяга, создаваемая **Р. у.**, обычно составляет 0,25—0,45 прямой тяги. Общая масса **Р. у.** с системой управления и приводами достигает 0,1—0,15 массы двигателя.

Аэродинамика струй и параллелограммы сил тяги  $OB_1$ , и  $OB_2$  несимметричного  $OB_1 \neq OB_2$  уравновешенного ( $OC_1 = OC_2$ ) реверсивного устройства при посадке самолёта:  $U_1$  и  $U_2$  — скорости истечения реверсивных струй.

С. Ю. Крашенинников

**реверсирование винта** — поворот лопастей *воздушного винта* изменяемого шага в такое положение, при котором вследствие отрицательных углов атаки элементов сечений лопастей *тяга винта* имеет направление, противоположное скорости самолёта. **Р. в.** применяется для торможения самолёта при посадке с целью уменьшения длины пробега.

**регламент технического обслуживания** — см. в статье *Документация эксплуатационная*.

**регламенты международные авиационные** — юридические акты, устанавливаемые *Международной организацией гражданской авиации* (ИКАО) на основании *Чикагской конвенции* 1944. Унифицируют правила полётов, требования к авиационному персоналу, к нормам годности воздушных судов, аэродромов, систем связи в аэронавигации, к таможенным и иммиграционным процедурам в аэропортах и т. д. По форме **Р. м. а.** подразделяются на стандарты, правила, рекомендации. По уровню требований регламенты могут быть минимальными (позитивными) и максимальными (негативными). Первые содержат минимально допустимый объём требований, сверх которых государства устанавливают, по возможности, более строгие требования; вторые включают максимальный объём ограничений, предполагаемых при международных воздушных перевозках и касающихся в основном формальностей в аэропортах. По своей юридической силе **Р. м. а.** могут быть императивными, то есть обязательными для государств — членов ИКАО (например, правила полётов над открытым морем), и рекомендательными. Основные **Р. м. а.** универсального характера содержатся в приложениях к Чикагской конвенции 1944.

**регулирование двигателя** — процесс поддержания постоянства или преднамеренного изменения режима работы двигателя. Требуемые для полёта летательного аппарата значения *тяги двигателя*, надёжная и устойчивая работа *силовой установки* во всём диапазоне изменения условий эксплуатации обеспечиваются при соответствующем **Р. д.**, которое осуществляется системой автоматического регулирования (САР). Она устанавливает и поддерживает определенные связи между параметрами двигателя (законы регулирования), что позволяет свести задачу управления *режимами работы двигателя* к изменению только одного параметра — угла установки рычага управления двигателем. Законы регулирования формируются с учётом требований к тяге и *удельному расходу топлива*, ограничений по прочности, необходимой точности поддержания параметров и других факторов. С учётом непрерывного роста требований к лётно-техническим характеристикам летательного аппарата **Р. д.** должно рассматриваться как часть единой комплексной задачи оптимального управления силовой установкой и летательным аппаратом в целом, целью которой могут быть минимизация расхода топлива на всех участках полёта, экономия *ресурса* двигателей (например, взлёт недогруженного самолёта на пониженных режимах работы двигателя), наилучшее согласование работы двигателя и сверхзвукового *воздухозаборника* и т. д. В наиболее полном объёме функции оптимального управления системой «летательный аппарат — силовая установка» можно осуществить при использовании бортовых цифровых вычислительных машин. Примером сложного объекта регулирования является современная силовая установка с турбореактивным двухконтурным двигателем с форсажной камерой, предназначенная для сверхзвукового самолёта, в которой САР управляет расходами топлива в основной и форсажной камерах сгорания, створками до- и сверхзвуковой части *реактивного сопла*, углами установки регулируемых направляющих аппаратов *вентилятора* и *компрессора*,

положением регулируемых поверхностей торможения воздухозаборника (панелей клина) и створок перепуска воздухозаборника и другими элементами (рис. 1).

Авиационные двигатели эксплуатируются на различных режимах. Для форсированных двигателей (турбореактивный двигатель с форсажной камерой, турбореактивный двухконтурный двигатель с форсажной камерой) наиболее важными являются режимы полного и частичного *форсирования двигателей*, максимальный, номинальный и крейсерский режимы, режим малого газа. К наиболее напряжённому относится режим полного форсирования, на котором в заданных условиях полёта реализуется максимальная тяга  $P_{\phi \max}$ .

Оптимальные значения  $T_2^*$  (температуры газа перед турбиной),  $T_{\phi}^*$  (температуры газа на выходе из форсажной камеры), площади критического сечения сопла и других параметров, соответствующие условию  $P_{\phi} = P_{\phi \max}$  определяются из анализа тяговых характеристик с учётом ограничений, связанных с допустимой теплонапряжённостью и необходимой прочностью конструкции двигателя, возможными пределами регулирования, запасами устойчивой работы вентилятора и компрессора и другими факторами. Полученные в результате этого теоретические условия, связывающие параметры рабочего процесса двигателя со скоростью и высотой полёта, САР реализует, управляя другими параметрами, косвенно связанными с  $T_2^*$ ,  $T_{\phi}^*$ ,  $G_{\phi}$  (расходом воздуха через двигатель), но более удобно или точно измеряемыми. Так, расход топлива  $G_T$  в основной камере сгорания обычно определяется частотой вращения (физической или приведённой к стандартным атмосферным условиям) какого-либо ротора. Для управления створками сопла турбореактивного двухконтурного двигателя с форсажной камерой можно воспользоваться такими параметрами, как  $\{\{\pi\}\}_T^* \{\{\Sigma\}\}$  (суммарная степень понижения давления в турбине),  $\{\{\pi\}\}_B^*$  (степень повышения давления в вентиляторе), отношением статического давления к полному давлению потока воздуха ( $p/p^*$ ) в канале наружного контура и др. Расход форсажного топлива часто связывается с давлением воздуха в каком-либо характерном сечении тракта двигателя, например в сечении за компрессором. Выбранные параметры выдерживаются САР в соответствии с программами, предусмотренными для типичных условий полёта. В качестве примера на рис. 2 приведены зависимости, необходимые для реализации программы регулирования двухвального турбореактивного двухконтурного двигателя с форсажной камерой при  $P_{\phi} = P_{\phi \max}$ . На этом режиме работы САР поддерживает значения регулируемых параметров — частоту вращения роторов вентилятора ( $n_B$ ) или компрессора ( $n_K$ ), отношение расхода форсажного топлива к давлению воздуха за компрессором ( $G_{T\phi}/p_K$ ), суммарную степень понижения давления в турбине ( $\{\{\pi\}\}_T^* \{\{\Sigma\}\}$ ) — в соответствии с температурой торможения воздуха  $T_H^*$  на входе в двигатель. На графике зависимости  $T_2^*$  от  $T_H^*/288$  можно выделить четыре участка: 1) ограничение приведенной частоты вращения вентилятора  $n_B = \text{const}$  в условиях полёта с пониженной температурой воздуха на входе в двигатель ( $T_H^* < 288$  К); 2) поддержание  $n_B = \text{const}$ , что соответствует росту  $T_T^*$  при увеличении  $T_H^*$  и способствует лучшему протеканию тяговых характеристик по скорости полёта; 3) ограничение частоты вращения ротора компрессора значением  $n_{K \max} = 1,015$ , что сопровождается слабым ростом  $T_T^*$  при увеличении  $T_H^*$ ; 4) понижение  $n_K$  при соответствующем уменьшении  $T_T^*$  в связи с ограниченной механической прочностью турбины.

Важное практическое значение имеет точность регулирования авиационных газотурбинных двигателей, которую можно характеризовать значениями возможных отклонений тяги от номинальных значений, вероятностью возникновения недопустимых увеличений частоты вращения и температуры газа, степенью согласованности работы всех элементов силовой установки. Точность регулирования зависит не только от присущих конкретным САР погрешностей выполнения программ, но и от выбора закона управления. См. также статью *Система автоматического управления ГТД*.

*Лит.:* Теория автоматического управления силовыми установками летательных аппаратов. Управление ВРД, под ред. А. А. Шевякова, М., 1976; Югов О. К., Селиванов О. Д., Дружинин Л. Н., Оптимальное управление силовой установкой самолета, М., 1979; Черкасов Б. А., Автоматика и

регулирование воздушно-реактивных двигателей, 3-е изд., М., 1988.

Л. Н. Дружинин

Рис. 1. Силовая установка с турбореактивным двухконтурным двигателем с форсажной камерой для сверхзвукового самолёта. Регулируемые элементы: 1 — поверхность торможения воздухозаборника; 2 — створки перепуска воздуха; 3 — направляющий аппарат вентилятора; 4 — направляющий аппарат компрессора; 5 — основная камера сгорания; 6 — топливный коллектор форсажной камеры; 7 — створки дозвуковой части сопла; 8 — створки сверхзвуковой части сопла.

Рис. 2. Зависимости, необходимые для и реализации программы регулирования турбореактивного двухконтурного двигателя с форсажной камерой. ( $H$  — высота полета;  $M_{\infty}$  — число Маха полета); символы с чёрточкой означают относительные величины (в данном случае — относительно их значений при стандартных атмосферных условиях).

**регулярное отражение** ударной волны — см. в статье *Маховское отражение Ударной волны*.

**регулярность полётов** — характеристика точности соблюдения установленного расписанием (планом) полётов времени отправления самолёта из аэропорта вылета и прибытия в аэропорт назначения. Отправление считается регулярным, если взлёт самолёта произведен по расписанию или с задержкой, не превышающей допустимую (~5 мин). Рейс считается регулярным, если самолёт прибыл в аэропорт назначения по расписанию, ранее или с задержкой, не превышающей допустимую (5—15 мин в зависимости от продолжительности рейса). **Р. п.** — один из важнейших показателей качества функционирования авиатранспортных предприятий. Главная причина нарушения **Р. п.** (свыше 50%) воздушными судами — ограничение их лётной эксплуатации в сложных погодных условиях (см. *Минимум погодный*).

**регулятор взмаха**, **компенсатор взмаха**, — устройство системы управления углом установки лопасти винта вертолёта, позволяющее осуществлять кинематическую связь между углом взмаха и углом установки лопасти. Уменьшение угла установки лопасти при повороте её в сторону действия вектора тяги принято считать соответствующим положительным значению коэффициента **Р. в.** Значение коэффициента **Р. в.** упрощённо определяется как отношение приращения угла установки лопасти  $\{\{\Delta\beta\}\}$  к приращению угла взмаха  $\{\{\Delta\phi\}\}$ :

$\{\{\text{формула}\}\}$

**Р. в.** влияет на динамику движения лопасти при её колебаниях относительно оси горизонтального шарнира (см. рис.), добавляя аэродинамический момент к восстанавливающему моменту от действия центробежных сил. **Р. в.** влияет также на амплитуду и фазу вынужденных колебаний (маховое движение). Для *рулевых винтов* это используют с целью уменьшения махового движения лопастей и нагрузок от сил Кориолиса.

Для лопастей *несущих винтов* влияние **Р. в.** учитывается при выборе параметров системы управления, *автомата перекоса* и перемещений тяг управления. Наличие **Р. в.** влияет на положение границы классического и хордового *флаттера*.

Регулятор взмаха: 1 — ось несущего винта; 2 — ось горизонтального шарнира; 3 — тяга к автомату перекоса; 4 — ось поворота лопасти.

**редан** (французское *redan*) — уступ на днище летающей лодки или поплавка гидросамолёта для срыва водяного потока или струй. Различают поперечный (см. рис.) и продольный **Р.** Поперечные **Р.** имеют прямую, стреловидную или криволинейную форму в плане. Высота **Р.** по ширине может быть как постоянной, так и переменной. Лодка обычно имеет два **Р.**, поплавков — один. Первый **Р.** лодки отделяет поток жидкости от днища, уменьшает смоченную поверхность, устраняет прилипание и подсосывание водяных струй на значит, протяжении межреданной части, а при *глизсировании гидросамолёта* на первом **Р.** — на всей межреданной части. Эффективность **Р.**

зависит прежде всего от его высоты. **Р.** с малой высотой может не обеспечить доступа воздуха к зареданной области и не устранить разрежения в межреданной части, что может вызвать раскачивание самолёта. Продольные **Р.** на днище носовой части лодки применяют для смягчения ударных перегрузок на лодку при движении по волне.

**редукторы вертолётные** — см. в статье *Трансмиссия вертолётта*.

**режим полета летательного аппарата.** Термин широко используется для обозначения этапов и участков управляемого движения летательного аппарата, характеризующихся конкретной целью или параметрами движения. **Р. п.** подразделяются на установившиеся, квазиустановившиеся, неустановившиеся, прямолинейные, криволинейные, плоские, пространственные, основные, переходные, эксплуатационные, предельные и др. Так, для самолётов пользуются такими понятиями, как режимы взлёта и посадки, *крейсерский режим полёта*, режимы перехвата и барражирования и т. д. При исследовании пилотажных характеристик под **Р. п.** понимают полёт с каким-либо характерным значением параметра, например на максимальной высоте или с минимальной скоростью, с максимальной перегрузкой, на критических углах атаки и т. п. Часто под **Р. п.** понимают полёт при заданных *режимах работы двигателей*, автопилота или других систем: режим форсажа, режим стабилизации скорости и прочее. Для беспилотных и космических летательных аппаратов выделяют режимы выведения, спуска в атмосфере и др. Характерным **Р. п.** вертолёттов (а также самолетов вертикального взлёта и посадки) является **висение**, при котором скорость вертолётта относительно воздуха равна нулю (при наличии ветра висение является горизонт, полётот со скоростью, равной скорости ветра). У вертолёттов различают также режимы вертикального подъёма и снижения (в том числе на режиме *авторотации несущего винта*). См. также статью *Критические режимы и Режимы летательных аппаратов*.

**режим работы двигателя** — состояние, характеризующее совокупностью параметров двигателя в конкретных условиях полёта при определенном постоянном положении основного регулирующего двигателя устройства (рычага управления двигателем при ручном управлении или задатчика режимов при автоматическом управлении, например с помощью бортовой ЦВМ). Каждому **Р. р. д.** соответствует также определенное положение или совокупность положений всех др. устройств, регулирующих элементы двигателя.

**Р. р. д.** классифицируются по различным признакам, например по назначению (рабочие, или эксплуатационные, и нерабочие), близости к расчётному режиму (расчётные, нерасчётные, глубоко нерасчётные), характеру протекания во времени (установившиеся, неустановившиеся, переходные). Переходные режимы подразделяются на медленные и быстрые. При использовании пусковых устройств определенную группу переходных режимов составляют так называемые пусковые режимы. При установке на двигателе средств форсирования его по тяге вводятся нефорсированный, форсированный режимы и в ряде случаев чрезвычайный режим наибольшего кратковременного форсирования двигателя. Аналогичным образом при наличии на двигателе *реверсивного устройства* используется реверсированный режим (режим обратной тяги).

Наибольшее значение имеют, как правило, рабочие **Р. р. д.** Их название обычно отражает какую-либо функцию, выполняемую двигателем на летательном аппарате, например взлётный, номинальный (режим набора высоты), крейсерский (один из основных полётных режимов) **Р. р. д.**, режим полётного малого газа (снижение и заход летательного аппарата на посадку), режим земного малого газа (рулёжка летательного аппарата по аэродрому). В пределах каждой группы эксплуатационных режимов могут выделяться максимальные (полные), минимальные и промежуточные (частичные) режимы, как, например, режим полного форсирования, режим минимального форсирования, режим частичного форсирования; минимальный, максимальный и промежуточные крейсерские режимы. См. также *Переходные режимы работы двигателя*, *Расчётный режим работы двигателя*.

*Лит.:* Литвинов Ю. А., Боровик В. О., Характеристики и эксплуатационные свойства авиационных турбореактивных двигателей, М., 1979.

**режимы летательного аппарата** — наиболее характерные и стабильные для летательного аппарата формы свободного движения, развивающиеся после воздействия на него внешнего возмущения или отклонения лётчиком органа управления. **Р.** летательного аппарата подразделяют на две группы. К первой относят все свойственные расчётным (эксплуатационным) условиям полёта формы свободного движения этого летательного аппарата (см. *Режим полёта*). Ко второй — все опасные для конструкции и экипажа формы свободного движения летательного аппарата (см. *Критические режимы*).

**резервирование** (от латинского *reserve* — сберегаю, сохраняю) — метод повышения надёжности объектов авиационной техники введением в их состав дополнительных (избыточных) элементов, узлов, устройств, связей для быстрой замены ими (автоматически или вручную) вышедших из строя аналогичных им элементов основного оборудования; обеспечивает высокий уровень выполнения функций или решения отдельных задач системами управления летательных аппаратов, бортовым оборудованием и т. д. Современные летательные аппараты оснащены сложными автоматизированными системами, а в соответствии с требованиями к надёжности летательных аппаратов и безопасности полёта вероятность полного отказа таких систем не должна превышать  $10^{-8}$ — $10^{-9}$  за 1 ч полёта. Обеспечить столь малые значения вероятностей отказов систем при существующем уровне надёжности соответствующих элементов (блоков) можно только на основе **Р.**

Наиболее распространённый вид **Р.** систем управления и бортового оборудования летательного аппарата — структурное **Р.** **Структурное резервирование** (его часто называют **прямым Р.**) осуществляется введением избыточных (резервных) элементов (блоков, систем) по сравнению с минимальным их числом, необходимым для выполнения заданных функций в данных условиях работы. Такое **Р.** может быть раздельным (поэлементным), общим и смешанным. При раздельном **Р.** резервируются отд. элементы системы, при общем — система в целом (устанавливается несколько комплектов системы). Смешанное **Р.** — совмещение раздельного и общего **Р.** Теоретическая надёжность системы при раздельном **Р.** выше, чем при общем. Однако при практической реализации раздельного **Р.** для обеспечения работоспособности резервируемой системы при отказах требуется, в частности, применение дополнительно к резервным элементам устройств контроля и переключения, которые существенно усложняют систему и снижают преимущества раздельного **Р.** Кроме того, при таком **Р.** между резервируемыми элементами в тракте передачи сигнала образуются т. н. общие цепи (точки) см. рис. 1. Попадание ложного сигнала в общую цепь или обрыв её может привести к полному отказу резервирующей системы. В связи с этим в авиации предпочтение отдаётся общему **Р.**, которое проще при реализации и позволяет практически полностью избежать образования общих цепей (точек).

В зависимости от способа включения в работу резервных элементов (систем) различают **Р.** с замещением отказавшего элемента (системы) резервным и с пост. их включением. При **Р.** с замещением сохраняется неизменность характеристик систем после отказа, так как отказавшая система (элемент) замещается такой же исправной. Однако при этом способе **Р.** необходима операция переключения. Эта операция должна выполняться быстро и надёжно, в ином случае возможна потеря работоспособности системы. В процессе замещения на выходе системы может появиться возмущение, амплитуда которого зависит от рассогласования между основной и резервной системами, времени запаздывания при переключении и различия в условиях работы основной и резервных систем (основная система подвергается воздействию нагрузки, тогда как на резервные системы она не действует). В полёте устройства переключения практически неконтролируемы, и существует опасность, что в момент замещения устройство переключения может оказаться неисправным.

Надёжность резервируемых систем с постоянно включёнными резервными элементами (системами) меньше зависит от операций переключения. Это в значительной мере определило

более широкое применение в авиации этого вида **Р**. При практической реализации систем с постоянно включёнными резервными элементами (системами) необходимо выполнение ряда условий, к которым относятся: обеспечение приемлемых характеристик резервируемой системы при совместном функционировании элементов (систем), имеющих разброс характеристик в пределах установленных допусков; исключение возможности полного отказа резервируемой системы при отказе любого элемента; сохранение определенного уровня характеристик системы при заданном числе последовательных отказов. Наряду с этим должны также исключаться чрезмерные возмущения на выходе системы в момент отказа какого-либо элемента. Для выполнения этих условий структура резервируемой системы обычно строится на следующих принципах: полное разделение систем от входа до выхода; обеспечение «пересиливания» отказавшей системы исправными с послед, её отключением; исключение чрезмерного рассогласования между выходными сигналами систем; применение автоматических устройств обнаружения и изоляции отказов. На рис. 2 показана схема резервируемой электрической системы дистанционного управления, построенной на основе этих принципов. Она состоит из трёх одинаковых независимых каналов. Каждый канал содержит необходимый состав устройств, обеспечивающих преобразование электрического входного сигнала в механическое перемещение. Исполнительные устройства каждого канала (например, сервоприводы) могут непосредственно управлять отдельной поверхностью управления (например, секцией) или объединяться с помощью механических или гидромеханических связей на общем выходном элементе, которым может быть траверса (как на рис.), силовой шток привода или непосредственно орган управления. Связь выходного элемента каждого канала с траверсой может быть жёсткой или с предварительным усилием (типа пружины или гидромуфты). Применение элементов связей с предварительным усилием даёт возможность весьма просто произвести выбор среднего значения выходного сигнала (рис. 3) как наиболее «правильного» (устанавливается своего рода кворум) и осуществить контроль и изоляцию неисправного канала. В этом случае обеспечивается так называемое гидромеханическое кворумирование выходных сигналов. В электрических цепях выбор среднего значения сигнала осуществляется с помощью специальных электронных устройств — кворум-элементов, или селекторов сигналов. Кворумирование строится на использовании межканальных связей, поэтому требуются особые меры для исключения возможности распространения отказа какого-либо канала на другие каналы. В некоторых случаях возникает необходимость применения разнородного **Р**, когда, например, электрическая система управления резервируется механической системой, и наоборот. Каждой из этих систем присущи свои причины отказов. Благодаря этому исключается возможность отказа всей резервируемой системы при появлении какого-либо одного вида причины отказа.

Одной из существенных характеристик прямого **Р** (как общего, так и отдельного) является **кратность Р** — отношение полного числа элементов (блоков, систем) резервируемой системы к минимально необходимому. В авиации кратность **Р** обычно 2—4. Чаще всего используется *дублирование*, особенно в системах, работоспособность которых контролируется экипажем, а в случае возникновения отказа имеется возможность управляемого включения резерва. В отсутствие такого контроля при постоянном включении резервных каналов в двухканальной системе при отказе одного из них средства автоматики обычно не могут определить какой именно канал отказал, и отключается вся система. Поэтому такие системы с кратностью **Р**, равной, например, трем, сохраняют работоспособность при отказе одного из каналов и отключаются при последующем отказе любого другого (рис. 6); при четырехкратном **Р** система отключается после последовательного отказа любых трех каналов и т. д. Если вероятность  $q$  отказа каждого канала известна (например,  $q = 1 \cdot 10^{-3}$  за 1 ч полёта), то для вероятности  $Q$  отказа четырёхканальной системы можно получить приближённо  $Q = 4q^3 = 4 \cdot 10^{-9}$  за 1 ч полёта.

При **Р** отдельных полётных задач помимо прямого применяется функциональное **Р**. При **функциональном резервировании** функции какой-либо бортовой системы при полном её отказе перекладываются на другие системы, хотя при этом и происходят некоторые потери эффективности или (и) точности. Например, при решении задач определения высоты и скорости

полета используются система воздушных сигналов, радиовысотомер и доплеровский измеритель скорости и угла скоса, а при определении местоположения летательного аппарата — инерциальная система навигации, системы счисления пути по воздушной скорости и курсовому углу, радиотехнические системы ближней, дальней и спутниковой навигации, средства астронавигации. Используются в авиации и другие виды резервирования: по нагрузке, мощности и т. д.

В зависимости от характера отказов система может принимать различные состояния, характеризующиеся уровнем изменения её выходных характеристик. Экипажу обычно выдаётся необходимая информация о состоянии системы, на основании которой принимается решение о продолжении полёта на данном режиме, переходе на другой, более благоприятный по условиям безопасности полёта, или о его скорейшем завершении.

Обязательный минимум **Р.** в зависимости от класса летательного аппарата регламентируется требованиями Международной организации гражданской авиации и национальными *Нормами лётной годности*.

*Лит.:* Белецкий В. В., Теория и практические методы резервирования радиоэлектронной аппаратуры, М., 1977; Голинкевич Т. А., Прикладная теория надежности, М., 1977; Диллон Б., Сингх Ч., Инженерные методы обеспечения надежности систем, пер. с англ., М., 1984.

*В. П. Бочаров, Л. П. Новочадов*

Рис. 1. Схема системы с отдельным резервированием:  $a_1, a_2, a_3, b_1, b_2$  — резервные элементы; УК — устройства контроля; УП — устройства переключения; звёздочками отмечены общие цепи (точки).

Рис. 2. Схема трёхканальной системы с общим резервированием:  $x_p$  — датчик перемещения ручки управления;  $\{a\}, n_y, \{\omega\}_z$  — датчики режимов полета; В — вычислитель; СО — сигналы отказа; МС1, МС2, МС3 — модули сервоприводов; КО — клапан отключения; ГС1, ГС2, ГС3 — гидросистемы; РП — рулевой привод; ОУ — орган управления.

Рис. 3. Зависимость амплитуды  $A$  сигналов управления от времени  $t$  в каналах  $x_1, x_2, x_3$  в трёхканальной резервированной системе:  $\{\Delta\}_{max}$  — максимально допустимое рассогласование сигналов;  $t_1$  — момент отключения канала  $x_3$  (первый отказ),  $t_2$  — момент отключения всей системы (второй отказ); жирной линией показан «правильный» сигнал.

**резина** в авиастроении. **Р.** — общее название группы материалов, получаемых вулканизацией каучука. Техническая **Р.** — продукт вулканизации резиновой смеси, содержащей от 5—6 до 15—20 различных ингредиентов, облегчающих переработку каучука и придающих изделию нужные эксплуатационные свойства. Наиболее важные ингредиенты — вулканизирующие агенты (чаще всего сера), ускорители и активаторы вулканизации, наполнители, пластификаторы, стабилизаторы, красители и прочее. В качестве наполнителей применяют главным образом различные высокодисперсные вещества, например, технический углерод (сажу), каолин, тальк, диоксид кремния, а также ткани, корд на основе синтетических или металлических волокон. Особенность **Р.** — их высокая эластичность в широком температурном диапазоне. Исключение составляют эбониты (так называемые твёрдые **Р.**) — продукты, которые получают при вулканизации каучуков большими количествами серы (до 50%).

**Р.** присущ ряд ценных свойств, обуславливающих их широкое применение в авиастроении: амортизирующая и уплотняющая способность, износостойкость, усталостная выносливость, электроизоляционные свойства, газо- и водонепроницаемость, некоторым **Р.**, кроме того, — стойкость при действии жидких топлив, масел, различных агрессивных сред (кислот, щелочей и т. д.). Эбониты характеризуются высокой химической стойкостью и долговечностью при эксплуатации в экстремальных условиях окружающей среды (например, при воздействии тропического климата), высокой механической прочностью, электроизоляционными свойствами.

Большинство резиновых изделий получают из твёрдых каучуков, некоторые (например, пенорезину) — из латексов. Авиационные резиновые изделия изготавливаются по единой технологии схеме, состоящей из четырёх основных этапов: 1) смешение каучука в резиносмесителе или на вальцах с необходимыми ингредиентами; 2) получение полуфабрикатов — каландров, листов, экструдированных профилей; 3) изготовление или сборка заготовок; 4) вулканизация изделий и их отделка. Заготовки резиновых изделий вулканизируют в пресс-формах, устанавливаемых на прессе, автоклавах и др. при температуре 140—200{°}С и давлении 1,5—2 МПа.

Резинотехнические изделия делят на формовые и неформовые. Формование заготовок и вулканизация первых осуществляются одновременно, вторых — раздельно. Формовые изделия имеют строго определенную форму и размеры, чистую и гладкую поверхность; это — уплотнительные резиновые кольца, манжеты, амортизаторы, прокладки, резинотехнические подшипники и блок-шарниры, резина-тканевые манжеты, мембраны, диафрагмы. К внешнему виду, форме и точности размеров неформовых изделий не предъявляют высоких требований; их вырезают или вырубают из вулканизованной пластины (например, прокладки), нарезают из трубчатых заготовок (например, уплотнительные кольца), склеивают из отдельных элементов (например, резинотканевые изделия сложной формы), профилируют в экструдерах (например, уплотнители окон и дверей самолётов и вертолётов) с последующей вулканизацией в паровых котлах или воздушных автоклавах. К неформовым резинотехническим изделиям относят также мягкие топливные баки для транспортирования и хранения авиационного топлива. Баки обычно состоят из двух слоев — внутреннего топливостойкого из **Р** и внешнего армирующего из прорезиненной ткани; изготавливаются на специальных формах путём последовательного наложения и склеивания слоев с последующей вулканизацией.

*Лит.:* Лепетов В. А., Резиновые технические изделия, 3 изд., Л., 1976; Догадкин Б. А., Донцов А. А., Шершнева В. А., Химия эластомеров, 2 изд., М., 1981.

*В. А. Устинов*

**резонансные испытания** (от латинского *resono* — откликаюсь) — наземные динамические испытания летательного аппарата (и его частей), заключающиеся в возбуждении и измерении вибраций (преимущественно гармонических) для определения характеристик собственных колебаний испытываемого объекта. Объекты испытаний: целый летательный аппарат (самолёт, ракета, вертолёт и т. д.), консоль крыла, пилон с двигателем и другие элементы и агрегаты, а также *динамически-подобная модель* (ДПМ) натурального самолёта, консоли крыла и т. п. Как правило, **Р. и.** натурального летательного аппарата проводятся на опытном и (или) одном из первых серийных образцов, выборочных серийных экземплярах, различных модификациях летательного аппарата.

Основные задачи **Р. и.**: уточнение расчётной динамической схемы летательного аппарата или его агрегатов, сравнение характеристик натурального летательного аппарата с его ДПМ, проверка соответствия характеристик серийных образцов заданным требованиям и др. Цель **Р. и.** — обеспечение безопасности летательного аппарата от *флаттера* и опасных колебаний в полёте, выявление уровня динамических нагрузок и т. д. В ходе **Р. и.** определяются спектр собственных частот (в ограниченном частотном диапазоне), собственные формы колебаний (для некоторых измеренных частот), декременты колебаний и обобщённые массы наиболее важных (в первую очередь низших по частоте) собственных тонов, а также измеряются амплитудно-частотные и фазочастотные характеристики планёра летательного аппарата при различном возбуждении колебаний.

Основные технические средства для проведения **Р. и.**: приборы для возбуждения, измерения и регистрации колебаний, входящие в состав многоканального оборудования для динамических испытаний (см. рис.). Для реализации заданных граничных условий испытываемый объект имеет упругую подвеску (на резиновых амортизационных шнурах, пневматических опорах и др.) либо жёсткую консольную заделку. Возбуждение колебаний осуществляется электродинамическими

силовозбудителями с электронными усилителями мощности. Для измерений параметров служат датчики перемещения, скорости или ускорения и др. аппаратура. Первичная обработка данных проводится на малых ЭВМ.

Основной метод **Р. и.** — испытания с многоточечным возбуждением, в ходе которых подбором внешних сил (компенсирующих внутреннее трение) выделяют поочередно отдельно тона собственных колебаний и регистрируют их. Используются синусоидальные силы возбуждения с фазовыми сдвигами 0 или  $180\{\{\circ\}\}$  и различными амплитудами. Подбор внешних сил заключается в выборе рациональных мест возбуждения и в регулировке уровней колебаний характерных точек летательного аппарата с целью минимизации их относительных фазовых сдвигов. Измерения проводятся при неизменной амплитуде колебаний. Собственная форма колебаний определяется распределением амплитуд квадратурных составляющих перемещений летательного аппарата для первой гармоники колебаний на собственной частоте.

*Лит.:* Колесников К. С., Минаев А. Ф., Колебания летательных аппаратов, в кн.: Вибрации в технике. Справочник, т. 3, М., 1980; Смыслов В. П., Определение характеристик собственных колебаний, там же, т. 5, М., 1981.

Схема проведения резонансных испытаний: 1 — генератор синусоидальных колебаний; 2 — блок подбора внешних сил; 3 — усилители мощности; 4 — электродинамические силовозбудители; 5 — упругие подвесы; 6 — сигналы датчиков; 7 — коммутатор, усилительные и измерительные блоки; 8 — блоки синхронного детектирования; 9 — многоканальный индикатор; 10 — шлейфовый осциллограф или магнитный регистратор переходных процессов; 11 — цифровая печать и графопостроитель для регистрации установившихся колебаний; 12 — ЭВМ; 13 — средства возбуждения, измерения и регистрации колебаний.

**Рейнольдс**, Рейнолдс (Reynolds), Осборн (1842—1912) — английский учёный и инженер, член Лондонского королевского общества (с 1877). Окончил Кембриджский университет (1867). Профессор Манчестерского университета (с 1868), с 1888 возглавил Витвортовскую инженерную лабораторию. Внёс существенный вклад в развитие гидромеханики: предложил подход к изучению турбулентности и турбулентных течений, получил уравнения, описывающие осреднённое движение жидкости (уравнения Рейнольдса); ввёл понятие турбулентных напряжений (напряжения Рейнольдса); экспериментально исследовал переход ламинарного течения в турбулентное при движении жидкости в цилиндрических трубах и впервые установил критерий перехода (число Рейнольдса); установил связь между коэффициентами сопротивления трения и теплообмена в турбулентном потоке жидкости (коэффициент аналогии Рейнольдса). Кроме того, проводил исследования в области теории смазки, акустики, кавитации на лопастях винтов и т. п. Изобрёл турбонасос. Портрет см. на стр. 473.

*Соч.:* Papers on mechanical and physical subjects, v. 1-3, Camb., 1900-03.

**Рейнольдса уравнение** (по имени О. Рейнольдса) — см. в статье *Турбулентное течение*.

**Рейнольдса число** (по имени О. Рейнольдса) — безразмерный параметр, характеризующий собой соотношение инерционных сил и сил внутреннего трения в потоке жидкости или газа. Равен произведению плотности  $\{\{\rho\}\}$ , характерных значений скорости  $V$  и линейного размера  $L$ , делённому на динамическую вязкость  $\{\{\mu\}\}$ :  $Re = \{\{\rho\}\}VL/\{\{\mu\}\}$ .

В качестве *подобия критерия* **Р. ч.** первоначально было введено Рейнольдсом (1883) при изучении течений жидкости в трубах. **Р. ч.** играет важную роль в аэро- и гидродинамике. Так, например, при малых скоростях полёта, когда можно пренебречь сжимаемостью воздуха, **Р. ч.** является, основным параметром подобия, определяющим *сопротивление аэродинамическое*. В зависимости от значения **Р. ч.** в области вязкого течения реализуется ламинарный ( $Re < Re_0$ , переходный ( $Re \approx Re_0$ ) или турбулентный ( $Re > Re_0$ ) режим движения ( $Re_0$  — критическое **Р. ч.**; для потока воды, например, в трубе круглого сечения  $Re_0 \approx 2300$ ).

**Р. ч.** оказывает влияние на математическую постановку задачи в рамках механики сплошной среды. При умеренных **Р. ч.** [математически  $Re = O(1)$ ] силы вязкости играют существенную роль во всём поле течения и приходится пользоваться *Навье — Стокса уравнениями*,  $Re \ll 1$  соответствует, например, движению сильно вязкой жидкости (так называемое ползущее течение), при анализе которого в уравнениях Навье — Стокса можно пренебречь инерционными силами по сравнению с силами трения и давления. При  $Re \gg 1$  силы трения пренебрежимо малы в основной части потока и существенны в тех областях течения, где имеют место большие поперечные градиенты газодинамических переменных. В этом случае решение задачи упрощается и сводится к интегрированию *Эйлера уравнений* для основной части потока и уравнений *пограничного слоя* для области течения толщиной  $\{\delta_\infty\} Re^{-1/2}$ .

**Р. ч.**, вычисленное по местным параметрам потока и текущему линейному размеру, используется в качестве безразмерной независимой переменной при определении локальных значений коэффициента *сопротивления трения* и теплопередачи, а также при анализе структуры течения в особых областях потока (окрестность точки отрыва и т. п.).

*В. А. Башкин*

**рейсовая скорость** — отношение дальности полёта к *продолжительности полёта*. С середины 80-х гг. термин выходит из употребления. См. *Техническая скорость*.

**рекорды авиационные** — наивысшие показатели в скорости, дальности, высоте, скороподъёмности, грузоподъёмности и продолжительности полёта, достигнутые на пилотируемых летательных аппаратах, входящих в классификацию спортивного кодекса *Международной авиационной федерации* (ФАИ). **Р. а.** подразделяются на национальные и мировые. Регистрацию мировых **Р. а.** с 1905 производит ФАИ, советских — с 1936 — вела авиационная спортивная комиссия *Центрального аэроклуба СССР* имени В. П. Чкалова. В *самолётном спорте, вертолётном спорте, планёрном спорте, парашютном спорте, дельтапланёрном спорте* мужские и женские рекорды регистрируются отдельно.

По данным ФАИ на 1 января 1991 зарегистрировано 1873 мировых **Р. а.** По основным видам авиационного спорта из 1585 мировых рекордов 835 принадлежали СССР (таблица 1). Некоторые действующие рекорды указаны в таблице 2.

ФАИ регистрирует также абсолютные авиационные рекорды — максимальные достижения в дальности, высоте, скорости и продолжительности полёта на летательном аппарате (таблица 3).

*А. Ф. Тырсин*

Таблица 1. — Мировые рекорды по состоянию на 1 января 1991

Вид спорта	Всего рекордов	Из них		
		СССР	США	др. страны
Самолётный	1087	641	303	143
Самолёты с ПД	218	6	137	75
Самолёты с ТВД	315	247	47	21
Самолёты с ТРД	509	377	109	23
Ракетные самолеты	1	-	-	1
ЛА с вертикальным взлётом и посадкой	8	-	-	8

ЛА с коротким взлётом и посадкой	19	11	8	-
Микроавиация	11	-	1	10
Самолёты с поворотным крылом	5	-	-	5
Самолёты, запущенные с самолётов-носителей	1	-	1	-
Планёрный	70	4	12	54
Вертолётный	123	47	49	27
Парашютный	66	52	9	5
Авиамодельный	86	29	16	41
Ракетомодельный	34	27	-	7
Автожиры	16	-	1	15
Космос:	74	35	39	-
Космические корабли	64	35	29	-
Космические корабли многоразового использования	10	-	10	-
Дельтапланёрный	29	-	12	17
Итого	1585	835	441	309
Воздушные шары	253	7	167	79
Дирижабли	27	-	7	20
Аппараты на мускульной силе	7	-	4	3
Аппараты на воздушной подушке	1	-	-	1
Всего	1873	842	619	412

Таблица 2. — Некоторые авиационные рекорды

Показатель	Достижение	Дата установления рекорда	Рекордсмены	Страна, летательный аппарат
Самолётный спорт				
Самолёты с поршневыми двигателями				

Дальность по прямой:				
Мужчины	40212,139 км	14— 23.12.1986	Р. Рутан, Дж. Йигер	США, «Вояджер»
Женщины	7267,69 км	9—10.4.1966	Г. Мокк	США, Цессна Р-206
Высота:				
Мужчины	17 083 м	22.10.1938	М. Пеззе	Италия, Капрони 161бис
Женщины	14310 м	23.07.1983	М. Гилец	Франция, Потез 506
Скорость на базе 15/25 км:				
Мужчины	832,12 км/ч	30.07.1983	Ф. Тейлор	США, Норт Американ Р-51D
Женщины	747,339 км/ч	09.04.1957	Ж. Кокран	США, Норт Американ Р-51С
Время набора высоты 3000 м:				
Мужчины	1 мин 31,9 с	06.02.1972	Л. Шелтон	США, Грумман F8F2 «Бэркэт»
Женщины	4 мин 21,4 с	17.01.1979	С. Е. Сазицкая	СССР, Як-50
Максимальный груз, поднятый на высоту 2000 м:				
Мужчины	15166 кг	11.05.1946	Дж. Уоррен	США, Боинг В-29
Самолёты с турбовинтовыми двигателями				
Дальность по прямой:				
Мужчины	14 052,95 км	20.02.1972	Е. Аллисон	США, Локхид НС-130Н «Геркулес»

Женщины	7661,949 км	15.10.1967	Л. М. Уланова	СССР, Ил-18
Высота:				
Мужчины	15549 м	27.03.1972	Д. Уилсон	США, ЛТВ L450F
Женщины	13513 м	20.10.1967	Л. М. Уланова	СССР, Ил-18
Скорость на замкнутом маршруте длиной 5000 км:				
Мужчины	877,212 км/ч	09.04.1960	И. М. Сухомлин	СССР, Ту-114
Женщины	701,068 км/ч	12.06.1969	Л. М. Уланова	СССР, Ил-18
Время набора высоты 3000 м:				
Мужчины	1 мин 48 с	16.04.1985	Ч. Йигер, Р. Давенлор	США, Пайпер «Шайеннэ 400 LS
Женщины	4 мин 46,1 с	12.06.1982	М. Л. Попович	СССР, Ан-24
Максимальный груз, поднятый на высоту 2000 м:				
Мужчины	100444,6 кг	26.10.1967	И. Е. Давыдов	СССР, Ан-22
Женщины	8096 кг	07.06.1982	М. Л. Попович	СССР, Ан-24
Самолёты с турбореактивными двигателями				
Дальность по прямой:				
Мужчины	20168,78 км	10— 11.01.1962	К. Эвели	США, Боинг В-52Н
Женщины	10086,669 км	22— 23.10.1977	И. Ф. Вертипрахова	СССР, ИЛ-62М
Дальность по замкнутому маршруту	20 150,921 км	06— 07.05.1987	В. И. Терский, Ю. П. Ресницкий, А. Т. Майстренко	СССР, Ан-124

Высота:				
Мужчины	37 650 м	31.08.1977	А. В. Федотов	СССР, Е-266М
Женщины	24 336 м	22.05.1965	Н. А. Проханова	СССР, Е-33
Скорость на замкнутом маршруте длиной 100 км:				
Мужчины	2605,1 км/ч	08.04.1973	А. В. Федотов	СССР, Е-266
Женщины	2128,7 км/ч	18.02.1967	Е. Н. Мартова	СССР, Е-76
Скорость на замкнутом маршруте длиной 500 км:				
Мужчины	2981,5 км/ч	05.10.1967	М. М. Комаров	СССР, Е-266
Женщины	2466,31 км/ч	21.10.1977	С. Е. Савицкая	СССР, Е-133
Скорость на замкнутом маршруте длиной 1000 км:				
Мужчины	3367,221 км/ч	27.07.1976	А. Бледсо	США, Локхид SR-71
Женщины	2333 км/ч	12.04.1978	С. Е. Савицкая	СССР, Е-133
Скорость на замкнутом маршруте длиной 2000 км с грузом 155 т	815,09 км/ч	22.03.1989	А. В. Галуненко, С. А. Горбик, С. Ф. Нечаев	СССР, Ан-225
Время набора высоты 3000 м:				
Мужчины	25,373 с	27.10.1986	В. Г. Пугачёв	СССР, П-42

Женщины	41,2 с	15.11.1974	С. Е. Савицкая	СССР, Е-66Б
Максимальная высота полёта с грузом 155 т	12430 м	22.03.1989	А. В. Галуненко, С. А. Горбик, С. Ф. Нечаев	СССР, Ан-225
Максимальный груз, поднятый на высоту 2000 м:				
Мужчины	171 219 кг	26.07.1985	В. И. Терский	СССР, Ан-124
Максимальная масса самолёта на высоте 2000 м	508 200 кг	22.03.1989	А. В. Галуненко, С. А. Горбик, С. Ф. Нечаев	СССР, Ан-225
Гидросамолёты с турбореактивными двигателями				
Высота	14962 м	09.09.1961	Г. И. Бурьянов	СССР, М-10
Скорость на базе 15/25 км	912 км/ч	07.08.1961	Н. И. Андриевский	СССР, М-10
Высота с грузом 1000; 2000; 5000 кг	14062 м	08.09.1961	Г. И. Бурьянов	СССР, М-10
Максимальный груз, поднятый на высоту 2000 м	15206,4 кг	12.09.1961	Г. И. Бурьянов	СССР, М-10
Летательные аппараты с вертикальным взлётом и посадкой				
Дальность по прямой	681 км	27.05.1969	Д. Вуд	ФРГ, Do31E3
Высота	15499 м	12.01.1987	Б. Скотт	Великобритания, «Харриер» DB6
Время набора высоты 12000 м	116,15 с	11.04.1991	А. А. Синицын	СССР, Як-141
Летательные аппараты с коротким взлётом и посадкой				
Время набора высоты 3000 м (мужчины):				
на поршневых	3 мин 7,37 с	14.12.1988	Р.	США,

летательных аппаратах			Ольшевский	«Глассэр» III
на турбовинтовых летательных аппаратах	3 мин 59,40 с	05.03.1985	Ф. Хэдден	США, Локхид С-130
на турбореактивных летательных аппаратах	25,428 с	11.4.1987	Н. Ф. Садовников	СССР, П-42
Вертолётный спорт				
Вертолёты				
Дальность по прямой:				
мужчины	3561,55 км	06— 07.04.1966	Р. Ферри	США, Хьюз ОН-6А
женщины	2232,218 км	15.08.1969	И. А. Копец	СССР, Ми-8
Высота:				
мужчины	12442 м	21.6.1972	Ж. Буле	Франция, SA 315-001
женщины	8250 м	29.01.1985	Т. И. Зуева	СССР, Ка-32
Скорость на базе 15/25 км:				
мужчины	400,87 км/ч	11.08.1986	Дж. Эгинтон	Великобритания, Уэстленд «Линкс»
женщины	341,32 км/ч	16.07.1975	Г. В. Расторгуева	СССР, А-10
Скорость на замкнутом маршруте длиной 100 км:				
мужчины	340,15 км/ч	26.08.1964	Б. К. Галицкий	СССР, Ми-6
женщины	334,464 км/ч	18.07.1975	Г. В. Расторгуева	СССР, А-10
Время набора высоты 3000 м:				

мужчины	1 мин 22,2 с	12.04.1972	Дж. Хендерсон	США, Сикорский СН-54В
женщины	2 мин 11,1 с	12.05.1983	Н. И. Ерёмин	СССР, Ка-32
Максимальный груз, поднятый на высоту 2000 м:				
Мужчины	40204,5 кг	06.08.1969	В. П. Колошенко	СССР, В-12
Женщины	25 110,7 кг	03.12.1982	И. А. Копец	СССР, Ми-26
Винтокрылые аппараты (конвертопланы)				
Скорость на базе 15/25 км	356,3 км/ч	07.10.1961	Д. К. Ефремов	СССР, Ка-22
Высота с грузом 1000; 2000; 5000; 10000; 15000 кг	2588 м	24.11.1961	Д. К. Ефремов	СССР, Ка-22
Максимальный груз, поднятый на высоту 2000 м	16485 кг	24.11.1961	Д. К. Ефремов	СССР, Ка-22
Планёрный спорт				
Дальность по прямой:				
Мужчины	1460,8 км	25.04.1972	Х. Гроссе	ФРГ
Женщины	949,7 км	20.01.1980	К. Карел	Великобритания
Скорость на замкнутом маршруте длиной 500 км:				
Мужчины	164,113 км/ч	10.12.1986	Ж. Кастель	Франция
Женщины	133,14 км/ч	29.01.1979	С. Мартин	Австралия
Скорость на замкнутом маршруте длиной 1000 км:				

Мужчины	145,328 км/ч	03.01.1979	Х. Гроссе	ФРГ
Абсолютная высота:				
Мужчины	14938 м	17.02.1986	Р. Харрис	США
Женщины	12637 м	14.02.1979	С. Джаккинтел	США
Выигрыш высоты:				
Мужчины	12894 м	25.02.1961	П. Байкл	США
Женщины	10212 м	12.01.1988	И. Лоадер	Новая Зеландия
Парашютный спорт				
Точность приземления днём (фиксация визуальная, диск O = 100 мм):				
Мужчины	106 приземлений в диск	21.10—3.11.1978	А. В. Белоглазов	СССР
Женщины	81 приземление в диск	21.10—3.11.1978	З. М. Курицына	СССР
Точность приземления днём (фиксация электронная, диск O = 50 мм):				
Мужчины	50 приземлений в диск	20.10—1.11.1988	Л. М. Абдурахманов	СССР
Женщины	41 приземление в диск	19.10—1.11.1988	Н. М. Филинкова	СССР
Одиночные высотные затяжные прыжки				

(высота свободного падения):				
Мужчины	24500 м	01.11.1962	Е. Н. Андреев	СССР
Женщины	14800 м	26.10.1977	Э. Н. Фомичева	СССР
Групповые высотные затыжные прыжки (высота свободного падения):				
Мужчины	14780 м	24.04.1975	10 чел.	СССР
Женщины	14215 м	26.10.1977	10 чел.	СССР
Одиночные акробатические прыжки (время выполнения комплекса фигур в свободном падении):				
Мужчины	5,56 с	25.07.1990	Э. Лауэр	Франция
Женщины	6,71 с	06.08.1988	Ли Жунжун	КНР
Групповая акробатика (максимальное образование в свободном падении):				
Мужчины	144 чел.	08.08.1988	144 чел.	США
Женщины	80 чел.	06.07.1990	80 чел.	Франция
Купольная акробатика (время создания пирамиды из 8 куполов):				
Мужчины	43,29 с	25.09.1986	8 чел.	Франция
Женщины	94,05 с	16.10.1990	8 чел.	СССР

Купольная акробатика (максимальное образование):				
Мужчины	32 чел.	16.09.1987	32 чел.	Франция
Женщины	16 чел.	07.10.1990	16 чел.	США
Авиамодельный спорт				
Модели самолётов с резиновыми двигателями				
Продолжительность полёта	1 ч 41 мин 32 с	19.06.1964	В. А. Фёдоров	СССР
Дальность по прямой	371,189 км	01.07.1962	Г. А. Чиглинцев	СССР
Высота	1732 м	19.06.1964	В. А. Фёдоров	СССР
Скорость по прямой	187,68 км/ч	06.09.1987	А. В. Беланов	СССР
Модели гидросамолётов с резиновыми двигателями				
Продолжительность полёта	49 мин 45 с	28.5.1987	Б. Н. Краснорутский	СССР
Дальность по прямой	12,883 км	13.09.1987	Б. Н. Краснорутский	СССР
Высота	1143 м	28.05.1987	Б. Н. Краснорутский	СССР
Скорость по прямой	113,24 км/ч	25.06.1989	Б. Н. Краснорутский	СССР
Модели вертолётов с резиновыми двигателями				
Продолжительность полёта	33 мин 26,7 с	03.06.1968	А. Ш. Назаров	СССР
Дальность по прямой	5237,50 м	03.08.1974	Ж. Пеледжи	Италия
Высота	812 м	30.08.1975	П. Л. Мотекайтис	СССР
Скорость по прямой	144,23 км/ч	12.06.1970	П. Л. Мотекайтис	СССР

Модели самолётов с поршневым двигателем				
Продолжительность полёта	6 ч 1 мин	06.08.1952	И. О. Кулаковский	СССР
Дальность по прямой	378,756 км	15.08.1952	Е. Ф. Борисович	СССР
Высота	6468,9 м	08.08.1982	Инь Чэньбай	КНР
Скорость по прямой	179,9 км/ч	05.05.1981	А. А. Дубиннецкий	СССР
Модели гидросамолётов с поршневым двигателем				
Продолжительность полёта	2 ч 23 мин 52 с	07.08.1982	Чжай Гуйшон	КНР
Дальность по прямой	130,904 км	29.08.1982	Ян Яй	КНР
Высота	4600 м	17.08.1982	Дун Чунь	КНР
Скорость по прямой	98,07 км/ч	16.09.1987	И. В. Жиданов	СССР
Модели вертолётов с поршневым двигателем				
Продолжительность полёта	3 ч 12 мин	01.10.1965	С. Пуриче	Румыния
Дальность по прямой	91,491 км	01.10.1963	В. И. Титлов	СССР
Высота	3750 м	24.09.1963	С. Пуриче	Румыния
Скорость по прямой	116,12 км/ч	20.09.1970	А. С. Павлов	СССР
Электролеты. Радиоуправляемые модели самолётов (с аккумулятором)				
Продолжительность полёта	6 ч 19 мин 49 с	28.07.1990	Хань Синъюэнь	КНР
Дальность по прямой	102,4 км	25.08.1990	А. А. Дубинецкий	СССР
Высота	1749 м	09.08.1988	Т. Н. Войтенко	СССР
Скорость по прямой	250,435 км/ч	14.10.1989	Ф. Вайсгербер	ФРГ
Дальность по замкнутому маршруту	167 км	03.09.1988	Ли Шихао	КНР

Скорость по замкнутому маршруту	163,682 км/ч	25.11.1989	Ф. Вайсгербер	ФРГ
Дельтапланерный спорт				
Дальность по прямой (гибкое крыло);				
Мужчины	488,19 км	03.07.1990	Л. Тьюдор	США
Женщины	291,31 км	01.07.1990	К. Касл	США
Выигрыш высоты:				
Мужчины	4343,4 м	04.08.1985	Л. Тьюдор	США
Женщины	3657 м	06.07.1989	Г. Хансен	Норвегия
Скорость полёта на замкнутом маршруте длиной 150 км:				
Мужчины	26,31 км/ч	10.06.1989	Д. Купер	Австралия

Табл. 3. — Абсолютные рекорды

Показатель	Достижение	Дата установления рекорда	Рекордсмены	Страна, летательный аппарат
Абсолютные рекорды на самолётах				
Дальность по прямой				
Дальность по замкнутому маршруту	40212,139 км (без посадки вокруг света)	14—23.12.1986	Р. Руган, Дж. Йигер	США, «Вояджер»
Высота	37650 м	31.08.1977	А. В. Федотов	СССР, Е-266М
Высота в горизонтальном полёте	25929,031 м	28.07.1976	Р. Хелт	США, Локхид SR-71
Скорость на базе 15/25 км	3529,56 км/ч	28.07.1976	Э. Джорс	США, Локхид SR-71
Скорость на замкнутом маршруте	3367,221 км/ч	27.07.1976	А. Бледсо	США, Локхид SR-71

длиной 1000 км				
Высота (самолёт запущен самолёта-носителя)	95935,99 м	17.07.1962	Р. Уайт	США, Норт Америка» X-1S-3
Абсолютные рекорды на воздушных шарах				
Продолжительность полёта	137 ч 5 мин 50 с	12—17.08.1978	А. Андерсон, Б. Аbruццо, Л. Ньюмен	США
Дальность полёта	8382,54 км	9—12.11.1981	Б. Аbruццо, Л. Ньюмен, Р. Аоки, Р. Кларк	США
Высота полёта	34668 м	04.05.1961	М. Росс, В. Пратер	США
Абсолютные рекорды на дирижаблях				
Дальность полёта по прямой	6384,5 км	29.10—01.11.1928	Х. Эккенер	Германия, «Граф Цеппелин»
Абсолютные рекорды на космических кораблях многоразового использования				
Продолжительность полёта	10 сут 7 ч 47 мин 24 с	28.11—8.12.1983	Дж. Янг, Б. Шоу, Р. Паркер, О. Гэрриот, У. Мерболд, Б. Лихтенберг, Р. Криппен, Ф. Скоби, Дж. Нельсон, Дж. Ван Хофтен, Т. Харт	США, «Колумбия»
Высота полёта	503,831 км	06—13.04.1984		США, «Челленджер»
Максимальная масса корабля на высоте	106882 кг	11—16.11.1982	В. Бранд, Р. Овермайер, Д. Лусма, Ч. Фуллертон, Дж. Аллеи, У. Ленуар	США, «Колумбия»
Дальность полёта	5367009 км	22—30.03.1982		США, «Колумбия»

**релаксация** (от латинского *relaxatio* — ослабление) в газах — процесс установления термодинамического равновесия (выравнивание физических параметров — давления, температуры, концентрации компонентов и т. п.) между всеми частями газовой системы. Проходит

в результате столкновений частиц и для каждого параметра характеризуется своим временем установления равновесия (так называемым **временем Р.**). При относительно невысоких температурах (обычно менее 1000 К) в газах быстрее всего устанавливается равновесие по поступательным степеням свободы. Равновесие между поступательными и вращательными степенями свободы, связанное с обменом энергии между ними, устанавливается значительно медленнее. При гиперзвуковых скоростях полёта, когда в области возмущающего течения проявляются *реального газа эффекты*, в многоатомных газах существенную роль играют релаксационные явления, связанные с обменом энергией между поступательными и внутренними степенями свободы, которые оказывают влияние на газо-термодинамические характеристики течения и на *аэродинамическое нагревание*. Процесс установления термодинамического равновесия по внутренним степеням свободы описывается уравнениями газо- и термодинамики (*Навье — Стокса уравнениями*, уравнениями теплопроводности, диффузии и др.), дополненными уравнениями химической кинетики и другими релаксационными уравнениями, если времена **Р.** соответствующих физико-химических процессов сравнимы с характерным газодинамическим временем течения.

**Ренар** (Renard) Шарль Александр (1847—1905) — французский воздухоплаватель, один из пионеров дирижаблестроения. С 1871 член комиссии военного министерства по воздухоплаванию. На созданных **Р.** ротативных установках исследовалось аэродинамическое сопротивление дирижаблей в зависимости от скорости обтекания и формы корпуса. **Р.** разработал теорию статической устойчивости дирижабля в полёте. В 1884 на средства военного министерства **Р.** совместно с А. Кребсом разработал и построил дирижабль «Франция» с электродвигателем мощностью 6,6 кВт и аккумуляторной батареей, более совершенный, чем дирижабль *А. Жиффара*. Общая масса силовой установки 0,6 т, масса дирижабля 2 т. 9 августа 1884 дирижабль совершил полёт на 7,5 км и обратно за 23 мин. В 1884—1885 выполнено ещё 6 полетов. На основе опыта полётов дирижабля «Франция» **Р.** определил необходимую площадь оперения дирижабля. **Р.** первым разработал методику оценки собственной скорости дирижабля с учётом скорости ветра, создал конструкции привязных аэростатов наблюдения, применявшихся во французской армии, построил модель планёра-полиплана с закрытым корпусом и шасси.

### Ш. А. Ренар.

**ресурс** (от французского *ressource* — вспомогательное средство) — 1) **Р.** **авиационной конструкции** — продолжительность функционирования (наработка) конструкции летательного аппарата, выраженная в лётных часах или числом полётов до наступления предельного состояния, при котором дальнейшая эксплуатация летательного аппарата прекращается по требованиям безопасности или эффективности эксплуатации в связи с возможным недопустимым снижением прочности. Обеспечение больших **Р.** является комплексной задачей, сложность которой обусловлена спецификой летательного аппарата как технического изделия. Достижение необходимых лётных, эксплуатационных и экономических характеристик требует максимального снижения массы конструкции и повышения напряжённости её работы при условии обеспечения безопасности эксплуатации в пределах **Р.**

Проблема **Р.** приобрела особую актуальность в конце 50-х гг. в связи с бурным развитием гражданской авиации и рядом катастроф реактивных пассажирских самолётов (например, английского самолёта «Комета-1»), последовавших из-за недостаточного *сопротивления усталости* герметичных фюзеляжей. В США, Великобритании и других странах с развитой авиационной промышленностью были проведены исследования ресурсных характеристик конструкций летательных аппаратов; в СССР под руководством *А. И. Макаревского* в Центральном аэрогидродинамическом институте и в ряде КБ — работы по созданию нормативных требований и методов обеспечения безопасности эксплуатации летательного аппарата по условиям сопротивления усталости. Проведённые исследования касались в основном способов определения наработки, которую можно допустить для уже поступившей в эксплуатацию конструкции при крайне малой вероятности возникновения опасных усталостных трещин. В связи

с повышением требований к интенсивности эксплуатации и эффективности самолётов в 70-х гг. определение и обеспечение требуемых больших **P**. стало необходимым уже на этапах проектирования летательного аппарата. Методы, обеспечивающие **P**. на этапе проектирования и при эксплуатации, аналогичны и сводятся в основном к следующему: определение совокупности нагрузок, действующих на конструкцию; определение характеристик сопротивления усталости на стадиях зарождения и распространения трещин при нагружении упрощённого вида, позволяющем провести необходимый эксперимент; установление связи между реальной и упрощённой совокупностями нагрузок; назначение *коэффициентов надёжности*.

Определение совокупности переменных нагрузок, действующих на конструкцию, проводится применительно к нагрузкам функционирования, обусловленным параметрами эксплуатации (массой летательного аппарата, топлива и полезного груза, скоростью и высотой полёта и т. д.), и к дополнительным нагрузкам, вызываемым маневрированием, наличием атмосферной турбулентности, неровностями поверхности земли и др. При проектировании переменной нагрузки определяются (для прогнозируемых режимов эксплуатации) на основе аэродинамических и весовых характеристик летательного аппарата с использованием методов статистической динамики для расчёта реакций самолёта как колебательной системы на стохастические внешние воздействия и другими способами. На этапе эксплуатации проводят прямые измерения переменных нагрузок, включая массовые статистические исследования *перегрузок* в центре тяжести самолёта.

Характеристики сопротивления усталости для стадий зарождения и распространения трещин в период проектирования получают экспериментально, испытывая действием, как правило, упрощённой совокупности переменных нагрузок характерные для данной конструкции образцы соединений, а также опытные панели и узлы, представляющие собой фрагменты ответственных участков конструкции. В ходе испытаний ведут направленный выбор материалов, полуфабрикатов, конструктивных форм и технологических процессов, обеспечивающих высокий уровень сопротивления усталости и распространению трещин. При поступлении летательного аппарата в эксплуатацию и установлении **P**. в соответствии с *Нормами лётной годности* проводят прямые испытания натурной конструкции планёра самолёта (см. *Ресурсные испытания*).

Важным фактором является установление связи (эквивалентности) между реальной и упрощённой совокупностями переменных нагрузок, позволяющей перейти от исчисления долговечности в некоторых условных циклах к исчислению их в лётных часах, полётах или других единицах реального функционирования летательного аппарата или его агрегатов. При проектировании эквивалентность определяется с помощью ряда известных расчётных методов (например, путём систематизации совокупностей переменных нагрузок, учётом асимметрии циклов нагружения, на основе гипотезы линейного суммирования усталостных повреждений); в ходе прямых испытаний элементов конструкции как при упрощённом, так и при реальном нагружении. В период эксплуатации с этой целью на базе методов математической статистики сопоставляют число циклов до возникновения трещины в конкретном месте конструкции при испытаниях в лаборатории с наработкой до возникновения аналогичных трещин при эксплуатации, если они появлялись на ряде экземпляров эксплуатируемой модели летательного аппарата.

Для обеспечения **P**. назначают коэффициенты надёжности конструкции, компенсирующий возможное рассеивание количества и значений переменных нагрузок, характеристик сопротивления усталости, погрешности методов. Коэффициент надёжности выбирают или по принципу «безопасного ресурса», то есть так, что появление трещин усталости практически невероятно, или с учётом *эксплуатационной живучести* авиационной конструкции на основе методов теории вероятностей и математической статистики. Исходя из требуемой надёжности авиационной конструкции **P**. летательного аппарата в целом определяется по **P**. отдельных элементов, разрушение которых или появление у них повреждений может непосредственно привести к катастрофической ситуации. В случае необходимости **P**. увеличивается после контроля, ремонта или замены этих элементов.

Безопасность авиационной конструкции по условиям сопротивления усталости подтверждается перед началом регулярной эксплуатации при установлении первоначально назначенного **Р.** и в процессе эксплуатации по мере выработки ранее установленного **Р.** При этом проводится последовательное (поэтапное) установление увеличенных значений назначенного **Р.** на основе накопления и обобщения сведений об условиях нагружения и технического состояния конструкции.

*В. Г. Лейбов, Е. А. Шахатуни.*

2) **Р. двигателя** — продолжительность или объём работы (наработка) двигателя в эксплуатации до предельного состояния при котором дальнейшая работа двигателя прекращается по требованиям безопасности и эффективности эксплуатации. **Р.** измеряется продолжительностью эксплуатации в часах, полётных циклах, включениях и т. п. Существуют **Р.** назначенный, гарантированный и **Р.** до списания.

Наиболее важным является *назначенный ресурс* двигателя и его элементов. Назначенным **Р.** называется суммарная наработка двигателя (в часах, циклах и т. п.), при достижении которой эксплуатация должна быть прекращена независимо от его состояния. Назначенный **Р.** двигателя и его отдельных элементов могут быть различными. При выработке этого **Р.** соответствующие детали, узлы двигателя подлежат обязательной замене в процессе ремонта или технического обслуживания. Назначенный **Р.** ответственных элементов двигателя (дисков, валов и др.) определяется расчётами и подтверждается, как и для двигателя в целом, *эквивалентно-циклическими испытаниями двигателя*. Значение назначенного **Р.** изменяется в процессе эксплуатации по мере подтверждения его соответствующими испытаниями, различают начальный назначенный **Р.**, временно назначенный **Р.** и т. д. Составными частями назначенного **Р.** являются **Р.** до первого капитального ремонта и межремонтные **Р.**

В течение **гарантированного ресурса** устранение конструктивно-производственных дефектов двигателя производится за счёт поставщика.

Для расчёта потребности в авиационных двигателях используется **ресурс до списания** — расчётное значение наработки двигателя от начала эксплуатации до списания двигателя.

*И. А. Биргер.*

*Лит.: Гудков А. И., Лешаков П. С., Райков Л. Г., Внешние нагрузки и прочность летательных аппаратов, 2 изд., М., 1968; Серенсен С. В., Когаев Б. П., Шнейдерович Р. М., Несущая способность и расчет деталей машин на прочность, 3 изд., М., 1975.*

**ресурсные испытания авиационной конструкции** — воспроизведение в лаборатории внешних воздействий, соответствующих условиям типовой эксплуатации планёра летательного аппарата, включая циклические нагружения и функционирование элементов конструкции летательного аппарата. **Р. и.** определяют наработку до достижения конструкцией предельного состояния, при котором её дальнейшая эксплуатация небезопасна или нецелесообразна из-за снижения эффективности. В процессе **Р. и.** выявляют критические элементы конструкции, влияющие на безопасность эксплуатации, а также отрабатывают методы технического обслуживания конструкции летательного аппарата в течение всего срока эксплуатации. На основе сравнения внешних воздействий, создаваемых в стендовых условиях (см. рис.) и в реальной эксплуатации, а также исследований напряженности и температурного состояния испытываемой конструкции определяют и обеспечивают эквивалентность стендовых условий условиями реальной эксплуатации.

При дефектоскопическом контроле (см. *Дефектоскопия*) в испытываемой конструкции выявляют повреждения (трещины, износ, коррозию и т. д.), вызванные циклической нагрузкой, и воздействием среды, с целью определения условий достижения требуемого *ресурса* и календарного срока службы (до списания парка конструкций).

Разновидностью **Р. и.** являются *усталостные испытания*, в процессе которых производится нагружение конструкции совокупностью низкочастотных (до 1 Гц) и высокочастотных (до 50 Гц) нагрузок, эквивалентных нагрузкам типовой эксплуатации. Низкочастотные нагрузки воспроизводят повторно-статическим способом (см. *Повторно-статические испытания*), высокочастотные — путём возбуждения колебаний конструкции на собственных частотах.

С. И. Галкин.

Ресурсные испытания крыла самолета в ЦАГИ.

**Речкалов** Григорий Андреевич (р. 1920) — советский лётчик, генерал-майор авиации (1957). дважды Герой Советского Союза (1943, 1944). В Советской Армии с 1938. Окончил Пермскую военную авиационную школу лётчиков (1939), Военно-воздушную академию (1951; ныне имени Ю. А. Гагарина). Участник Великой Отечественной войны. В ходе войны был лётчиком-истребителем, командиром звена, командиром эскадрильи, командиром истребительного авиаполка. Совершил 450 боевых вылетов, сбил лично 56 и в составе группы 5 самолётов противника. После войны на ответственных должностях в ВВС. Награждён орденом Ленина, 4 орденами Красного Знамени, орденами Александра Невского, Отечественной войны 1-й степени, 2 орденами Красной Звезды, медалями. Бронзовый бюст в с. Зайково Свердловской области. Портрет см. на странице 480.

**решетка профилей** (плоская) — расположенная на плоскости периодическая система *профилей крыла*, получающаяся параллельным смещением профиля (рис. 1) относительно соседнего на определенное расстояние (шаг решётки — прямая **Р. п.**) или поворотом относительно общего центра на угол  $2\{\{\pi\}\}/N$ , где  $N$  — число профилей в **Р. п.** (круговая **Р. п.**). **Р. п.** получают при сечении рабочих колёс и направляющих аппаратов компрессоров, турбин, воздушных винтов и т. п. цилиндрическими поверхностями или плоскостями.

Впервые аэродинамический расчёт состоящей из плоских пластин **Р. п.**, обтекаемой безвихревым потоком идеальной несжимаемой жидкости, был выполнен *Н. Е. Жуковским* (1890, 1912—1915) и *С. А. Чаплыгиным* (1914) методом конформных отображений и *годографа методом*. Их работы явились толчком для разработки современных методов расчёта и проектирования отдельных лопаток и *лопаточных машин* в целом. Расчёты показывают, что аэродинамические характеристики (например, подъёмная сила) профиля в решётке могут существенно отличаться от характеристик отдельного профиля (рис. 2) из-за взаимного влияния профилей в решётке (см. *Интерференция аэродинамическая*). Позднее были разработаны методы расчёта обтекания **Р. п.** потоком газа с дозвуковой скоростью с учётом влияния вязкости среды на потери *полного давления* (на основе теории *пограничного слоя*), теория решёток в сверхзвуковом потоке, теория пространственных и нестационарных течений через **Р. п.** Теория плоских **Р. п.** применяется также для расчёта обтекания профилей при наличии твёрдых или свободных границ около него. Теория плоских и пространств. **Р. п.** лежит в основе современных методов расчёта турбомашин (турбин и компрессоров).

*Лит.:* **Келдыш В. В.**, Решетки профилей в сверхзвуковом потоке, в кн.: Сборник работ по теории воздушных винтов, М., 1958; **Степанов Г. Ю.**, Гидродинамическая теория решеток, в кн.: Механика в СССР за 50 лет, т. 2, М., 1970; **Седов Л. И.**, Плоские задачи гидродинамики и аэродинамики, 3 изд., М., 1980.

Г. И. Майкапар.

Рис. 1. Прямая (а) и круговая (б) решётки профилей:  $l$  — шаг решётки;  $\{\{\beta\}\}$  — угол выноса;  $b$  — хорда профиля; 1 — профиль; 2 — профилированные лопатки.

Рис. 2. Зависимость коэффициента подъёмной силы  $c_y$  профиля в решётке от отношения  $l/b$  при различных значениях угла выноса  $\{\{\beta\}\}$  (см. рис. 1),  $c_{y\{\{\infty\}\}}$  — коэффициент подъёмной силы

изолированного профиля ( $l/b \rightarrow \infty$ ).

**решетчатые крылья** — несущие, стабилизирующие или управляющие поверхности, представляющие собой совокупность «планов» обычно одинакового профиля (см. *Профиль крыла*) и расположения (см., например, *Решётка профилей*). **Р. к.** явились развитием идеи строительства полипланов, для которых, как отмечал *Н. Е. Жуковский* в 1911, «надеялись получить хорошую подъёмную силу, делая поддерживающие планы решётчатого типа». Однако в самолётостроении полипланы развития не получили.

**Р. к.** применяются при решении задач, в которых проявляются их преимущества перед обычными несущими поверхностями. Наиболее часто используются рамные и сотовые **Р. к.** (рис. 1). Основным геометрическим параметром **Р. к.**, во многом определяющим их характеристики, в том числе *аэродинамические характеристики*, является относительный шаг  $\{t\} = t/b$ , где **b** — хорда профиля (плана), **t** — расстояние между соседними планами (при равных  $\{t\}$  несущие свойства рамных и сотовых **Р. к.** незначительно отличаются друг от друга).

Среди аэродинамических преимуществ **Р. к.** следует отметить возможность получения значительных несущих (подъёмной, управляющей) сил при ограниченном объёме конструкции и обеспечения больших критических углов атаки и малых шарнирных моментов в широком диапазоне значений Маха числа полёта  $M_{\infty}$ . Кроме того, соответствующим выбором геометрических параметров **Р. к.** (главным образом  $\{t\}$ ) можно влиять на закон изменения коэффициент  $c_y^{\alpha}$  (см. *Аэродинамические коэффициенты*) от  $M_{\infty}$  (рис. 2), что позволяет обеспечить почти постоянную степень статической устойчивости летательного аппарата по  $M_{\infty}$ , в том числе и в случае значительного изменения его центровок. (Однако на дозвуковых и умеренных сверхзвуковых скоростях полёта, когда наблюдается заметное взаимодействие между планами из-за интерференции аэродинамической, значение аэродинамического качества **Р. к.** меньше, чем у «монопланного» крыла.) Рациональное пространственное распределение элементов **Р. к.** позволяет также существенно снизить массу конструкции. Одной из важных особенностей **Р. к.** является удобство их складывания, обычно вдоль корпуса (примером могут служить складывающиеся стабилизирующие поверхности системы аварийного спасения космических кораблей «Союз», рис. 3), причём их раскрытие может осуществляться как принудительно, так и под воздействием только (что существенно) аэродинамических сил.

Лит.: Жуковский Н. Е., Теоретические основы воздухоплавания, т. 6, М.—Л., 1950; Решетчатые крылья, М., 1985.

С. М. Белоцерковский.

Рис. 1. Рамное (а) и сотовое (б) решётчатые крылья.

Рис. 2. Зависимость коэффициента  $c_y^{\alpha}$  от числа Маха  $M_{\infty}$  при различных значениях  $\{t\}$ .

Рис. 3. Сложенные вдоль корпуса решетчатые крылья системы аварийного спасения космического корабля «Союз».

**римская конвенция** 1952 об ущербе, причинённом иностранными воздушными судами третьим лицам. На 1 января 1990 участниками конвенции являлись 35 государств (СССР — с 1982). **Р. к.** 1952 применяется, если вред причинён во время нахождения воздушного судна в полёте, и предусматривает ответственность за причинение вреда третьим лицам на поверхности эксплуатанта воздушного судна, который отвечает также за действия своих служащих и представителей. Возмещению подлежит ущерб, причинённый в результате смерти, телесного повреждения и уничтожения или порчи имущества. Правовая доктрина и судебная практика некоторых стран считают также, что подлежит возмещению вред, причинённый шумом, однако в таких случаях учитывается, были ли нарушены правила полётов.

Конвенция устанавливает принцип ответственности независимо от вины. Предусматриваются

пределы ответственности за причинённый ущерб, которые зависят от максимальной взлётной массы воздушного судна (вместе с топливом). Претензии в соответствии с **Р.к.** 1952 могут предъявляться в течение двух лет с даты происшествия. Конвенция определяет, суды какого государства компетентны рассматривать иски о возмещении причинённого ущерба, и устанавливает условия, при которых решения судов одного договаривающегося государства подлежат исполнению на территории другого.

Конвенция устанавливает также правила обеспечения ответственности эксплуатанта, в том числе путём страхования воздушного или вклада в депозит в соответствующем государстве регистрации судна, предоставления банковской гарантии и др.

*Лит.:* Международное воздушное право, кн. 2, М., 1981.

*Ю. Н. Малеев*

**«Рипаблик»** (Republic Aviation Corp.) — авиационная фирма США. Основана в 1931 под названием «Северский эркрафт» (Seversky Aircraft Co), указанное название с 1939, в 1965 вошла в состав концерна «Фэрчайлд индастрис». Специализировалась на выпуске военных самолётов. Среди наиболее известных истребитель Р-47 «Тандерболт» (первый полёт в 1941, построено 15686, см. рис. в таблице XX), После Второй мировой войны разработала один из первых в США реактивных истребителей F-84 «Тандерджет» (1946, построено 7524, см. рис. в табл. XXX) и его вариант F-84F «Тандерстрик» (1950) со стреловидным крылом. В 1955 разработала сверхзвуковой истребитель-бомбардировщик F-105 «Тандерчиф» (см. рис.). Основные данные некоторых самолётов фирмы приведены в таблице.

Таблица — Самолёты фирмы «Рипаблик»

Основные данные	Истребитель сопровождения Р-47D	Истребитель F-84B	Истребители- бомбардировщики	
			F-84F	F-105D
Первый полёт, год	1943	1946	1950	1959
Число и тип двигателей	1 ПД	1 ТРД	1 ТРД	1 ТРДФ
Мощность двигателя, кВт	1890	-	-	-
Тяга двигателя, кН	-	17,8	32,1	118
Длина самолёта, м	11,03	11,43	13,2	20,43
Высота самолёта, м	4,3	-	4,38	6
Размах крыла, м	12,4	11,1	10,2	10,65
Площадь крыла, м <sup>2</sup>	27,9	24,2	29	35
Взлётная масса:				
нормальная	6,77	-	8,8	16

максимальная	8,8	8,93	12,7	23,97
Масса пустого самолёта, т	4,5	4,33	5,5	13
Максимальная боевая нагрузка, т	1,31	-	2,7	5,45
Максимальная скорость полёта, км/ч	700	945	1060	2230
Радиус действия, км	950	-	1370	370
Потолок, м	7620	12420	14600	14950
Экипаж, чел.	1	1	1	1
Вооружение	8 пулемётов (12,7 мм), НАР	4 пулемёта (12,7 мм)	6 пулемётов (12,7 мм), НАР	1 пушка (20 мм), НАР и УР, бомбы (в т. ч. ядерные), напалмовые баки

### Истребитель-бомбардировщик F-105D «Тандерчиф».

**РК** (раздвижное крыло) — экспериментальный самолёт конструкции Г. И. Бакшаева. Построен в 1937 в Ленинградском институте Гражданского воздушного флота (другое название самолёта — ЛИГ-7). Особенность конструкции — возможность изменять в полёте площадь крыла: увеличивать её на взлёте и посадке и уменьшать в полёте для увеличения максимальной скорости. Это достигалось телескопическим надвиганием со стороны фюзеляжа на основное крыло 6 концентрических секций, которые имели увеличенную хорду и занимали свыше 50% размаха (рис. в табл. XII)). Взлётная масса 897 кг, двигатель М-11 мощностью 80,9 кВт, максимальная скорость 150 км/ч. Выдвижные секции позволяли увеличивать площадь крыла с 16,56 до 23,85 м<sup>2</sup> и уменьшать посадочную скорость со 100 до 75 км/ч, а пробег с 210 до 110 м. Одна из ранних попыток реализации принципа изменяемой в полёте геометрии крыла. Из-за значит. увеличения массы конструкции и ряда других недостатков **РК** развитие получили другие идеи (см. *Самолёт с крылом изменяемой в полёте стреловидности*).

**Ро** (Roe) Аллиот Вердон (1877—1958) — один из английских пионеров авиации, конструктор и пилот. В 1909 совершил полёт на триплане собственной разработки (рис. в табл. IV); официально считается первым британцем, поднявшим в воздух самолёт английской конструкции и постройки. В 1910 организовал самолётостроительную фирму, известную как «Авро» (название фирмы включает инициалы и фамилию её основателя).

**«Роджерсон — Хиллер»** (Rogerson — Hiller Corp.) — филиал авиастроительной фирмы «Роджерсон эркрафт» (США), образованный на базе присоединённой к ней в 1984 вертолётостроительной фирмы «Хиллер».

**роза ветров** в метеорологии — диаграмма, характеризующая режим ветра в данном месте по многолетним наблюдениям. В выбранном масштабе откладывают значения повторяемости направлений или значения средней и максимальной скоростей ветра. Концы векторов соединяют ломаной линией (см. рис.). **Р. в.** используется при проектировании аэродромов, строительстве

взлетно-посадочных полос, эксплуатации временных посадочных площадок и т. п.

## Роза ветров.

**«розьер»** — термин, часто употребляемый (в основном в публикациях, связанных с историей воздухоплавания) применительно к аэростату состоящему из верхнего баллона, наполненного подъёмным газом (водородом), и нижнего, наполненного тёплым воздухом. Аэростат этого типа изобретён *Ж. Ф. Пилатром де Розье* (отсюда название).

**«рокуэлл»** (Rockwell International Corporation) — военно-промышленная фирма США с крупным авиаракетно-космическим сектором. Образована в 1967 под названием «Норт Американ Рокуэлл» (North American Rockwell Corporation) в результате слияния фирм «Норт Американ» и «Рокуэлл стандарт» (Rockwell Standard Corporation). Современное название с 1973. Выпускала лёгкий многоцелевой боевой самолёт OV-10 «Бронко» с двумя турбовинтовыми двигателями (первый полёт в 1965, см. рис.), административные, туристские и сельскохозяйственные самолёты серии «Коммандер» с поршневыми двигателями и турбовинтовыми двигателями, реактивные административные самолёты серии «Сейбрайнер» (1958). В 1974 начала лётные испытания сверхзвукового стратегического бомбардировщика B-1A с крылом изменяемой стреловидности (построено четыре опытных самолёта), на основе которого создан (1984) усовершенствованный вариант B-1B (рис. в табл. XXXVIII) с четырьмя турбореактивными двухконтурными двигателями с форсажной камерой тягой по 133 кН, построенный серией в 100 экземпляров (до 1988). Основные данные самолёта B-1B: длина 44,81 м, высота 10,36 м, размах крыла 23,84 м (минимальный) и 41,67 м (максимальный), площадь крыла (максимальный) 181,2 м<sup>2</sup>, взлётная масса (максимальная) 216,36 т, масса пустого самолёта 87,09 т, боевая нагрузка во внутренних отсеках до 34 т, на внешних узлах до 26,8 т, нормальная нагрузка (обычное оружие) 29 т, способен нести до 20 крылатых ракет, или до 36 управляемых ракет, или ядерные бомбы, дальность полёта 10400 км (с боевой нагрузкой 10,9 т на большой высоте), максимальное *Маха число* полёта  $M_{\{\infty\}} = 1,25$ . Фирма была основным разработчиком орбитальной ступени космического корабля «Снейк шаттл», в середине 80-х гг. участвовала в работах по программе экспериментального воздушно-космического самолёта NASP.

*М. А. Левин*

## Многоцелевой самолёт OV-10 «Бронко».

**«Роллс-Ройс»** (Rolls-Royce Limited) — крупнейшая двигателестроительная фирма Великобритании. Основана как автомобилестроительная фирма в 1906, разработку и производство авиационных поршневых двигателей начала в 1915. Они использовались на ряде самолётов, известных рекордными полётами (например, поршневой двигатель «Игл» на бомбардировщике Виккерс «Вими», совершившем в 1919 первый беспосадочный трансатлантический перелёт). Большими сериями выпускались поршневые двигатели жидкостного охлаждения в годы Второй мировой войны (в Великобритании и США было построено свыше 150 тысяч поршневых двигателей «Мерлин» для истребителей). С 1941 «Р.-Р.» ведёт разработку и производство реактивных двигателей; её турбореактивный двигатель «Дервент» использовался на истребителе Глостер «Метеор», на котором неоднократно устанавливались мировые рекорды скорости. Совместно с фирмой «СНЕКМА» разработала и выпускала турбореактивный двигатель с форсажной камерой «Олимп» для сверхзвукового пассажирского самолёта «Конкорд». Кроме газотурбинных двигателей для истребителей, бомбардировщиков, ударных самолетов вертикального взлета и посадки, пассажирских самолётов (в том числе широкофюзеляжных) и вертолётов, фирма производит промышленные и морские газотурбинные двигатели. Основные программы 80-х гг.: производство турбореактивных двухконтурных двигателей RB.211 (см. рис.), «Тей», «Спей», «Пегас», турбореактивных двигателей «Вайпер», турбовинтовых двигателей «Тайн» и «Дарт», газотурбинных двигателей «Джем» и «Гном», турбореактивных двухконтурных двигателей с форсажной камерой RB.199 (в консорциуме «Турбо-Юнион»), турбореактивных двигателей «Адур» (с фирмой «Турбомека»); разработка (в составе международных консорциумов)

турбореактивных двухконтурных двигателей V2500 для транспортных самолётов и турбореактивных двухконтурных двигателей с форсажной камерой EJ200 для западноевропейского истребителя 90-х гг.; проектирование турбовиновентиляторных двигателей и турбореактивных двухконтурных двигателей с большой степенью двухконтурности. Основные данные некоторых двигателей фирмы приведены в таблице на стр. 485.

Турбореактивный двухконтурный двигатель RB.211.

Таблица — Двигатели фирмы «Роллс-Ройс»

Основные данные	Для военных летательных аппаратов				Для гражданских летательных аппаратов		
	RB.199 Мк.101 (ТРДД Ф)	«Адур» Мк. 811 (ТРДД Ф)	«Пегас» Мк. 103 и 104 (ТРДД)	«Джем» 41 (турбо- вальны й ГТД)	RB.211- 524D4 (ТРДД)	RB.211- 535E4 (ТРДД)	«Спей» 25 Мк. 512- 14DW (ТРДД)
Тяга, кН	71,1	37,4	95,6	-	231	178	55,9
Мощность, кВт	-	-	-	746	-	-	-
Удельный расход топлива:							
на взлётном режиме,							
кг/(Н·ч)	0,22	0,0795	0,078*	-	-	-	0,061
Г/(кВт·ч)	-	-	-	297	-	-	-
на крейсерско м режиме,							
кг/(Н·ч)	-	-	-	-	0,063**	0,0579* **	-
Расход воздуха, кг/с	> 70	110,8	196	297	703	522	94
Степень повышени я давления	23,4	11	14	13	29	28,5	20,7
Степень двухконтур ности	> 1	0,8	1,4	-	4,4	4,1	0,7
Температу	> 1550	1500	-	1400	-	3295	-

ра газа перед турбиной							
Масса, кг	1000	780	1590	156	4480	1530	1175
Диаметр, м	0,87 (с соплом)	0,762 (габаритный)	1,22	0,595 (на входе)	~2,2 (на входе)	1,89	0,942
Применение (летательные аппараты)	Многоцелевой боевой самолёт Панавиа «Торнадо»	Экспортный вариант истребителя-бомбардировщика СЕПЕК АТ «Ягуар»	СВВП Хокер Сидли «Харриер», AV-8А	Вертолёт Уэстленд WG13 «Линкс»	Пассажирские самолёты Боинг 747-200В и 747SR	Пассажирский самолёт Боинг 757	Пассажирский самолёт БАК-111-500
* С впрыском воды. ** Высота полёта $H = 10700$ м; Маха число полёта $M_{\infty} = 0,8$ . *** $H = 10700$ м, $M_{\infty} = 0,8$ .							

**Романюк** Василий Григорьевич (р. 1910) — советский парашютист, полковник, заслуженный мастер парашютного спорта СССР (1949), заслуженный тренер СССР (1962), Герой Советского Союза (1957). В Советской Армии с 1928. Окончил пехотное училище в Орджоникидзе (1931), Военную авиационную школу лётчиков в Оренбурге (1933), Военно-воздушную академию (1951; ныне имени Ю. А. Гагарина). В 1934—1964 испытатель парашютов и катапультных установок в НИИ ВВС. Испытал свыше 100 образцов парашютов, приборов-автоматов, скафандров и других средств спасения для ВВС и Воздушно-десантных войск. Прыгал с летательных аппаратов 31 типа (самолёты, планеры, аэростаты). Совершил 3475 прыжков с парашютом, в том числе 18 рекордных. Награждён 2 орденами Ленина, орденами Красного Знамени, Отечественной войны 1-й и 2-й степени, 2 орденами Красной Звезды, медалями.

Соч.: Заметки парашютиста-испытателя, 4 изд., М., 1973.

**ростовское вертолетное производственное объединение** — берёт начало от Рязанского завода № 168, образованного в 1933. Осенью 1941 этот завод был эвакуирован в г. Волжск Марийской АССР, а в 1944 реэвакуирован в Ростов-на-Дону. Первоначально завод изготовлял воздушные винты для самолётов, а затем освоил производство крыльев истребителей МиГ-3, выпускал десантные планеры КЦ-20 конструкции Д. Н. Колесникова и П. В. Цыбина. В эвакуации завод производил самолёт УГ-2М1. Выпуск самолётов затем был продолжен в Ростове-на-Дону (УГ-2М, По-2, Як-14, Ял-10). С 1952 завод перешёл на производство вертолётов марки Ми: Ми-1, Ми-6, Ми-10, Ми-26. В 1977 на основе Ростовского вертолетного завода образовано производственное объединение. Объединение награждено орденом Трудового Красного Знамени (1982).

**ротор турбины** [от латинского *rotor* — вращаю(сь)] — вращающаяся часть турбины, состоящая в основном из дисков, лопаток и вала. Служит для преобразования кинетической и потенциальной энергии газового потока в механическую работу на валу турбины. Лопатки изменяют направление и скорость газового потока, создавая усилие в окружном направлении. Диск удерживает лопатки и передаёт от них это усилие валу. Лопатки, как правило, закрепляются на диске с помощью замковых соединений. На периферийных концах лопаток могут быть бандажные полки, которые

образуют замкнутое кольцо. Бандажные полки применяются для повышения КПД турбины и устранения изгибных колебаний лопаток. В первом случае полки называются аэродинамическими, а во втором — антивибрационными (см. рис. к статье *Рабочее колесо турбины*).

Для современных авиационных двигателей характерна турбина, содержащая несколько роторов (см. рис.), которые вращаются с разными частотами в одну или противоположные стороны. В такой схеме между роторами осуществляется только газовая связь. Каждая обособленная роторная система может содержать одну или несколько ступеней, работающих на одну общую нагрузку, например компрессор. Турбины *турбореактивных двухконтурных двигателей* и *турбовальных двигателей*, получивших наибольшее распространение, включают турбины компрессора (компрессоров), вентилятора (в турбореактивном двухконтурном двигателе) и свободную (силовую) турбину (в турбовальном газотурбинном двигателе).

**Р. т.** — один из ответственных и напряжённых узлов двигателя, работающий при больших окружных скоростях и высоких температурах газового потока. В этой связи для достижения необходимой работоспособности наряду с использованием жаропрочных материалов для рабочих лопаток и диска турбины требуется применять их охлаждение (см. *Охлаждение двигателя*). На долю ротора приходится 0,3—0,45 массы всей турбины.

*Лит.:* [Абианц В. Х.](#), Теория авиационных газовых турбин. 3 изд., М., 1979; [Локай В. И.](#), [Максутова М. К.](#), [Стрункин В. А.](#), Газовые турбины двигателей летательных аппаратов, 3 изд., М., 1979.

*М. И. Цаплин*

Турбореактивный двухконтурный двигатель: 1—3 — роторы трёхзальной турбины; 4 — камера сгорания; 5 — компрессор высокого давления; 6 — компрессор среднего давления; 7 — вентилятор.

**РП-318-1** — ракетопланёр конструкции *С. П. Королёва*, первый советский реактивный пилотируемый летательный аппарат (рис. в табл. XIII). Создан на базе двухместного планёра СК-9 посредством установки топливных баков за кабиной лётчика и жидкостного реактивного двигателя РДА-1-150 Л. С. Душкина в хвостовой части фюзеляжа. Размах крыла 17 м, площадь крыла 22 м<sup>2</sup>, длина 7,88 м. Масса конструкции 345 кг, масса двигательной установки 136,8 кг, взлётная масса 656,8 кг. Максимальная тяга жидкостного реактивного двигателя 1370 Н, топливо — керосин и азотная кислота. В полёте 28 февраля 1940 лётчик *В. П. Фёдоров* на РП-318-1 после отцепки от самолёта-буксировщика на высоте 2800 м произвёл планирование до высоты 2600 м со скоростью 80 км/ч, затем включил жидкостный реактивный двигатель и после разгона в течение 5—6 с в горизонтальном полёте до скорости около 140 км/ч перешёл в набор высоты со скоростью 120 км/ч, который продолжался 110 с (до конца работы двигателя) и был завершён на высоте 2900 м. Последующие планирование и посадка производились с неработающим жидкостным реактивным двигателем. Ещё 2 полёта состоялись 10 и 19 марта 1940. Испытаниями руководил *А. Я. Щербаков*. См. также *Ракетный самолёт, Ракетоплан*.

**Руа** (Roy) Морис (р. 1899) — французский учёный в области механики, академик Французской АН (1949; член-корреспондент 1935), почётный член Национальной АН США (1964). Окончил Политехническую школу в Париже. Генеральный директор Национального управления по авиационным и космическим исследованиям Франции (1949—1962). Президент Комитета по космическим исследованиям — КОСПАР (1962—1972). Основные труды по гидро- и аэротермодинамике, динамике и устойчивости полёта летательных аппаратов, фундаментальные теоретические исследования в области реактивных двигателей. Золотая медаль имени М. В. Ломоносова АН СССР (1976).

*Соч.:* О полезном действии и условиях применения ракетных аппаратов, пер. с франц., М.—Л., 1936.

М. Руа.

**Руденко** Сергей Игнатьевич (1904—1990) — советский военачальник, маршал авиации (1955), профессор (1972), Герой Советского Союза (1944). В Советской Армии с 1923. Окончил Первую военную авиационную школу лётчиков (1927), Военно-воздушную академию РККА имени профессора Н. Е. Жуковского (1932; ныне ВВИА), оперативный факультет той же академии (1936). Участник Великой Отечественной войны. В ходе войны был командиром авиадивизии, командующим ВВС армии, командующим ВВС фронта, командующим воздушной армией. После войны на ответственных должностях: командующий Воздушно-десантными войсками (1948—1950), первый заместитель главнокомандующего ВВС (1958—1968), начальник Военно-воздушной академии имени Ю. А. Гагарина (1968—1973). С 1973 в Группе генеральных инспекторов МО СССР. Депутат ВС СССР в 1946—1950, 1962—1966. Награждён 6 орденами Ленина, орденом Октябрьской Революции, 4 орденами Красного Знамени, 2 орденами Суворова 1-й степени, орденами Кутузова 1-й степени, Суворова 2-й степени, Отечественной войны 1-й степени, «За службу Родине в Вооружённых Силах СССР» 3-й степени, медалями, а также иностранными орденами.

Лит.: Игошев И., Полководец крылатых, в кн.: Героя огненных лет, кн. 5, М., 1982.

С. И. Руденко.

**руководство по лётной эксплуатации** — см. в статье *Документация эксплуатационная*.

**руководство по технической эксплуатации** — см. в статье *Документация эксплуатационная*.

**рулевая машинка** — см. в статье *Сервопривод*.

**рулевой винт** — *воздушный винт* изменяемого шага, применяемый на вертолётах одновинтовой схемы для уравнивания реактивного момента *несущего винта* и для обеспечения управляемости в путевом направлении (см. рис.). **Р. в.** устанавливается на хвостовой балке (ферме) и приводится во вращение хвостовой *трансмиссией вертолёта* обычно через промежуточный и хвостовой редукторы. Управление шагом **Р. в.** осуществляется педалями из кабины пилота. Вместо открытого **Р. в.** иногда применяют туннельный винт — *фенестрон*. Основные узлы **Р. в.**: лопасти, втулка, механизм изменения шага. В зависимости от размеров вертолёта может иметь от 2 до 6 лопастей. **Р. в.** имеют, как правило, большие *нагрузки на ометаемую поверхность* и относительно большие значения коэффициента заполнения (отношение площади лопастей к сметаемой винтом площади).

Различают **Р. в.**: двухлопастные на общем горизонт, шарнире (коромысле) с осью качания, не перпендикулярной оси лопастей; многолопастные с индивидуальным креплением лопастей на втулке посредством горизонтального и осевого шарниров; многолопастные со втулкой на кардановом подвесе (шарнире); винты с вертикальными шарнирами (наименее употребляемые из-за проблем обеспечения безопасности от «земного резонанса» и конструктивного усложнения втулки).

**Р. в.** ограничивают угловую скорость разворотов вертолёта в режиме висения и поступательную скорость полёта вбок.

Ю. А. Мягков

**Рулевой винт вертолёта (выделен чёрным цветом).**

**рулевой привод** — гидравлическое, пневматическое, электрическое энергосиловое устройство, приводящее в движение органы управления летательного аппарата, в соответствии с маломощными управляющими сигналами от рычагов управления пилота или бортовых автоматических систем управления. В структурном отношении **Р. п.** представляет собой следящую систему с положительной обратной связью.

**Р. п.** выполняют следующие функции: преобразование сигналов (с усилением по мощности) системы рычагов управления в соответствующее отклонение рулевой поверхности, увеличение демпфирования выходной части системы управления рулями, обеспечение безопасности от форм флаттера, возникновение которых в основном зависит от рулевых поверхностей, обеспечение необходимого уровня надёжности управления.

Наибольшее применение в авиации получили гидравлические **Р. п.**, обладающие большей удельной мощностью (при мощностях свыше 0,3 кВт) и лучшей возможностью стыковки с взаимодействующими механическими и электрическими системами, плавностью и широким диапазоном регулирования скорости выходного звена. Они могут включать источник гидравлического питания (автономные **Р. п.**) или получать энергию от централизованной одной или нескольких бортовых систем гидравлического питания летательного аппарата (см. Гидравлическое оборудование). В зависимости от способа управления скоростью движения выходного звена гидравлического **Р. п.** могут быть с объёмным регулированием — скорость выходного звена регулируется изменением рабочего объёма насоса или (и) двигателя, и с дроссельным регулированием — скорость выходного звена регулируется изменением проводимостей дросселей во входных и (или) выходных трубопроводах гидродвигателя, при этом в случае применения нерегулируемого насоса часть подаваемой рабочей жидкости отводится через дроссель или клапан на слив, минуя гидродвигатель (см. рис.). В качестве исполнит, гидродвигателей в **Р. п.** используются гидравлические цилиндры, поворотные гидродвигатели. В последнем случае в состав выходной части системы управления должны дополнительно включаться винтовые преобразователи вращательного движения в поступательное.

Для обеспечения высокой отказобезопасности системы управления полётом **Р. п.**, как правило, выполняются многоканальными, питающимися от нескольких гидросистем, то есть применяется резервирование. При этом резервирование может быть как общим, так и разделённым.

С целью улучшения рабочих характеристик и габаритно-весовых показателей автоматических и *электродистанционных систем управления*, а также обеспечения управления от электрических сигналов электродистанционных или автоматических систем совмещённого управления с управлением через механическую проводку получили применение **комбинированные Р. п.** Такие **Р. п.** включают гидромеханический исполнительный механизм, электрогидравлический *сервопривод*, устройства, обеспечивающие совмещение (взаимоисключение) указанных режимов управления, устройства механических и электрических обратных связей и другие необходимые элементы.

Появление промышленных электродвигателей с постоянными магнитами, обладающих высокой удельной мощностью и малыми моментами инерции, открывает путь к практическому созданию чисто электрических **Р. п.** (с бесколлекторными электродвигателями и электронной коммутацией силовых цепей), по своим характеристикам приближающихся к электрогидравлическим приводам. Таким образом, наметилась возможность создания летательных аппаратов с единой (электрической) энергетической системой, что в целом обеспечивает повышение надёжности системы управления, снижение её массы и сокращение эксплуатационных расходов.

*С. А. Ермаков, М. П. Селиванов.*

Принципиальная схема рулевого привода с дроссельным регулированием: 1 — золотник; 2 — рычаг золотника; 3 — входная качалка; 4 — ограничитель хода золотника; 5 — перепускные клапаны; 6 — поршень гидроцилиндра; 7 — перепускной клапан с межполостной утечкой; 8 — фильтр.

**рулежная дорожка** — часть аэродрома, предназначенная для *руления* и буксировки летательного аппарата. **Р. д.** подразделяются на магистральные, соединительные и вспомогательные. **Магистральная Р. д.** соединяет концы взлётно-посадочной полосы между собой, располагается вдоль неё и обеспечивает руление летательного аппарата от одного конца взлетно-посадочной

полосы к другому по кратчайшему расстоянию. **Соединительные Р. д.** связывают магистральную **Р. д.** с взлетно-посадочной полосой в местах предполагаемого окончания пробега летательного аппарата после посадки. Для увеличения пропускной способности взлетно-посадочной полосы и сокращения пути руления летательного аппарата устраиваются соединит. **Р. д.** скоростного схода, сопрягающиеся с взлетно-посадочной полосой под углом 30—45°. **Вспомогательные Р. д.** связывают места стоянки летательного аппарата и отдельные площадки специального назначения с магистральными **Р. д.**

**руление** — самостоятельное передвижение летательного аппарата по аэродрому с малой скоростью, обеспечиваемое тягой собственных двигателей, для изменения места расположения летательного аппарата на аэродроме. **Р.** выполняет командир летательного аппарата (или по его указанию второй пилот) по линиям маркировочных знаков, предназначенных для **Р.**, под руководством диспетчера службы движения. Скорость **Р.** выбирается командиром летательного аппарата в зависимости от состояния аэродрома, наличия препятствий и условий видимости.

**рули управления** — подвижные аэродинамические поверхности, предназначенные для *балансировки* и обеспечения *управляемости* и *устойчивости* летательного аппарата. К **Р. у.** относят *элероны*, руль высоты и руль направления. Элероны размещаются в хвостовой части крыла и используются для управления летательного аппарата относительно его продольной оси. Руль высоты устанавливается в хвостовой части *горизонтального оперения*, представляет собой подвижную часть оперения, предназначенного для управления летательным аппаратом относительно поперечной оси. Руль направления располагается в хвостовой части вертикального оперения; представляет собой подвижную часть оперения, с его помощью осуществляется управление летательным аппаратом относительно вертикальной оси.

По силовой схеме **Р. у.** — многоопорные балки, подвешенные на узлах крепления и нагруженные аэродинамическими силами. Состоят обычно из тонкостенного *лонжерона* круглого, швеллерного или двутаврового сечения, набора нервюр, обшивки и законцовочного профиля. На лонжероне устанавливается рычаг, к которому шарнирно крепится *проводка управления*. **Р. у.** имеют аэродинамическую компенсацию и грузы для весовой компенсации. На летательном аппарате с необратимым *бустерным управлением* **Р. у.** могут не иметь весовой и аэродинамической компенсации. Для снижения аэродинамических *шарнирных моментов* на задней кромке **Р. у.** могут устанавливаться управляемые аэродинамические поверхности — сервокомпенсаторы (см. *Сервокомпенсация*), флеттнеры и триммеры, **Р. у.** подвешиваются к силовым элементам крыла и оперения при помощи нескольких узлов крепления. В обшивке **Р. у.** должны быть люки для подхода к узлам управления и крепления. На задней кромке устанавливаются разрядники статического электричества. Для повышения надёжности **Р. у.** могут состоять из нескольких секций (в этом случае каждая секция имеет свою проводку управления).

Иногда к **Р. у.** относятся некоторые органы управления, выполняющие совмещённые функции (например, *флапероны*, которые работают в качестве элеронов и *закрылков*; *элевоны*, которые работают как элероны и рули высоты). При V-образном оперении **Р. у.** действуют одновременно в качестве рулей высоты и направления. До 50-х гг. в основном применялись **Р. у.** с полотняной обшивкой. Рост скоростей полёта и увеличение аэродинамических нагрузок привели к появлению цельнометаллических **Р. у.** и **Р. у.** с обшивкой из композиционных материалов. **Р. у.** с полотняной обшивкой применяются только для лёгких и спортивных самолётов и планеров.

Г. И. Румянцев

**«Руслан»** — название транспортного самолёта *Ан-124*.

**«Русский витязь»** — первый в мире четырехдвигательный самолёт. Построен в 1913 под руководством *И. И. Сикорского* авиационным отделом *Русско-Балтийского вагонного завода* в Петербурге. Создавался как «большой аэроплан для стратегической разведки».

Первоначальное название «Гранд-Балтийский» (иногда просто «Гранд» или «Большой Балтийский»). «Гранд-Балтийский» — четырёхстоечный биплан деревянной конструкции с четырёхгранным фюзеляжем (длина самолёта 20 м). Обшивка фюзеляжа была выполнена из специальной фанеры (арборита), обшивка крыльев (размах верхнего крыла 27 м, нижнего — 20 м; плоскость верхнего крыла 70 м<sup>2</sup>, нижнего — 50 м<sup>2</sup>) из полотна, покрытого так называемым эмалитом (аэролаком). Силовая установка состояла из четырёх двигателей, установленных попарно по схеме «тандем» с тянущим и толкающим воздушными винтами у каждой пары. Проведённые испытания показали целесообразность установки двигателей (четыре поршневых двигателя «Аргус» мощностью по 73,5 кВт) в ряд с тянущими винтами. В этой компоновке, впоследствии ставшей классической, самолёт и получил назв. «**Р. в.**» (см. рис. в таблице V). Носовая часть фюзеляжа образовывала открытый балкон, на который во время полёта могли выходить пассажиры. За балконом располагалась большая, выступающая над фюзеляжем, закрытая остеклённая кабина длиной 5,75 м и высотой 1,85 м. В передней части кабины располагались два рабочих места пилотов (экипаж два человека): штурвалы и педали (проводка управления — тросовая), за остеклённой перегородкой с дверью — пассажирская кабина. Шасси «**Р. в.**» — две четырёхколёсные тележки (по две пары колёс в каждой). «**Р. в.**» отличался высокими для своего времени лётными характеристиками. При взлётной массе 4200 кг имел макс. скорость 90 км/ч, потолок 600 м, дальность полёта 170 км. В августе 1913 Сикорский совершил на нём полёт с семью пассажирами продолжительностью 1 ч 54 мин, что было мировым рекордом. В сентябре того же года «**Р. в.**» был повреждён двигателем, упавшим с пролетавшего над ним самолёта; после чего не восстанавливался. За время существования «**Р. в.**» на нём было совершено несколько десятков полётов без каких-либо происшествий. За создание «**Р. в.**» Сикорскому было присвоено звание инженера. «**Р. в.**» сыграл значительную роль в истории авиации — прототип всех дальнейших тяжёлых самолётов. Его прямым продолжением явился самолёт «*Илья Муромец*».

**русско-балтийский вагонный завод** (РБВЗ), **Русско-Балтийский завод**, — акционерное машиностроительное предприятие России. Первоначально завод располагался в Риге, а в ходе Первой мировой войны, осенью 1915, был эвакуирован в Тверь, Москву, Петроград. Специализировался на выпуске железнодорожных вагонов, сельскохозяйственных машин и автомобилей. В 1911 для освоения производства самолётов организована авиационная мастерская, которая в том же году была переведена в Петербург, а с 1912 стала Авиационным отделом РБВЗ (это новое предприятие было известно также под назв. Русско-Балтийский воздухоплавательный завод). В апреле 1912 главным конструктором самолётов на заводе был назначен *И. И. Сикорский*. В 1912—1913 был построен ряд одномоторных самолётов, в числе которых бипланы С-6Б и С-10 (победители конкурсов военных самолётов в 1912 и 1913), моноплан С-12, выпущенный небольшой серией, гидросамолёты-бипланы С-5а и С-10 «Гидро», принятые в небольшом кол-ве экземпляров Морским ведомством. С 1913 создаются многомоторные самолёты. Был построен биплан «Гранд» (известный также как «Большой Балтийский» и «Гранд-Балтийский»), оснащённый двумя спаренными установками двигателей по схеме «тандем». На первом этапе испытаний задействовались только 2 передних двигателя, а 2 других были как бы резервными, далее силовая установка стала использоваться полностью, а в конечном итоге двигатели установили на крыле в ряд (в этой, ставшей классической, компоновке самолёт получил название «*Русский витязь*», см. рис. в таблице V). К концу 1913 по такой же схеме был построен новый самолёт — «*Илья Муромец*» («ИМ», см. рис. в таблице VI). В начале Первой мировой войны, в декабре 1914, была создана эскадра «ИМ» с техническим обслуживанием её силами завода. Формирование этого соединения тяжёлых самолётов, оснащённых бомбардировочным и стрелковым оборонительным вооружением, положило начало бомбардировочной авиации. В условиях военного времени завод (первоначально в Риге) освоил производство двигателей РБЗ-6 жидкостного охлаждения мощностью 110 кВт, которые устанавливались на некоторых сериях «ИМ». Для сопровождения бомбардировщиков в 1915 был создан двухместный самолёт РБВЗ С-16 (рис. в табл. VI) — один из первых в классе самолётов-истребителей. Он был вооружён неподвижным пулемётом с *синхронизатором* стрельбы; иногда дополнительно устанавливался подвижный пулемёт для стрельбы назад. Максимальная скорость 120 км/ч, потолок 3500 м. С 1911

завод по заказам Военного ведомства строил самолёты французских марок («Ньюпоры», «Блерио», «Фарманы»), в то время как неплохо зарекомендовавшие себя разведчики и истребители РБВЗ были выпущены в крайне ограниченных количествах. В 1912—1917 заводом было выпущено 240 самолётов различных типов. После национализации РБВЗ вошёл в состав завода «Красный лётчик».

**Рутан** (Rutan) Берг (р. 1944) — американский авиаконструктор. Начал заниматься разработкой самолётов как любитель в конце 60-х гг. Автор 18 проектов самолётов оригинальных схем, изготовленных полностью или почти полностью из композиционных материалов. В 1982 основал фирму «Скейлд композите» (Scaled Composites), которая в 1987 стала отделением фирмы «Бич». **Р.** по контракту с НАСА построил экспериментальный самолёт AD-1 с асимметричным крылом, а по контракту с фирмой «Фэрчайлд-Рипаблик» — учебно-тренировочный самолёт Т-46. Является автором проекта рекордного самолёта «Вояджер».

## Б. Рутан.

**ручка управления** — один из рычагов управления для отклонения рулей высоты (см. *Рули управления*) и элеронов с целью создания и изменения сил и моментов, управляющих продольным и поперечным движением самолёта. Устанавливается на спортивных, учебных и лёгких гражданских и военных летательных аппаратах, которые должны обладать повышенной чувствительностью управления. На тяжёлых летательных аппаратах используется *колонка штурвальная*. По принятым в мировой практике правилам при движении **Р. у.** на себя нос самолёта должен подниматься, при движении ручки вправо самолёт кренится вправо.

Основной элемент **Р. у.** — тонкостенная труба, к нижней части которой крепятся тяги *проводки управления*. На верхней части трубы устанавливается рукоятка, на которой могут находиться рычаг управления тормозами колёс и электрические переключатели для управления различными системами (например, управление стабилизатором, триммером, автопилотом, радиостанцией).

Впервые две **Р. у.** были установлены на самолёте братьев *У. и О. Райт*. Левая **Р. у.** отклоняла руль высоты. Правая **Р. у.** при движении влево-вправо управляла искривлением крыльев, а при движении вперёд-назад — рулём направления (*педали управления* отсутствовали). На самолёте «Моран-Сольнье G» была установлена **Р. у.**, которая заканчивалась небольшой «баранкой». Впервые **Р. у.** и педали, на которых осуществлялся принцип: ручка на себя — нос вверх, ручка влево — крен влево, нога влево — поворот влево, сохранившийся до наших дней, были установлены на самолёте R.E.P. французского конструктора *Р. Эно-Пельтри* в 1910. На самолёте «Демуазель», построенном *А. Сантос-Дюмоном*, **Р. у.** была подвешена в верхней части кабины. Такая схема подвески **Р. у.** встречалась и позже (преимущественно на самолётах с верхним расположением крыла), но большого распространения не получила из-за ухудшения обзора.

На некоторых летательных аппаратах, как правило, оборудованных электродистанционной системой управления (например, пассажирский самолёт Эрбэс индастрн А-320), Управление продольным и поперечным движением осуществляется боковыми **Р. у.**, расположенными на левом и правом бортах. Командир летательного аппарата ведёт управление левой рукой. Второй пилот — правой. См. также *Штурвальное управление*.

Г. И. Румянцев.

Ручка управления: 1 — рукоятка; 2 — рычаг управления тормозами колёс; 3 — труба; 4 — шкворень; 5 — вал; 6 — рычаг подключения проводки управления элеронами; 7 — опоры; 8 — рычаг подключения проводки управления рулём высоты.

**ручное управление** — способ управления полетом летательного аппарата, при котором изменение режима полета путём отклонения *органов управления* осуществляется лётчиком с помощью *рычагов управления*. По степени автоматизации **Р. у.** подразделяют на прямое **Р. у.**, **Р. у.** с улучшением устойчивости, **Р. у.** с улучшением устойчивости и управляемости.

При **прямом Р. у.** органы управления отклоняются непосредственно с помощью рычагов управления по сигналу с них. Характеристики устойчивости и управляемости летательного аппарата обеспечиваются только средствами аэродинамической компоновки.

При **Р. у. с улучшением устойчивости** органы управления отклоняются по комбинации сигналов с рычагов управления и с *демпферов*.

При **Р. у. с улучшением устойчивости и управляемости** рулевые поверхности отклоняются с помощью приводов по сигналам с рычагов управления и СУУ (*системы улучшения устойчивости и управляемости*).

В зависимости от способа получения лётчиком информации о параметрах полёта различают визуальное **Р. у.** и **Р. у. по приборам**, в том числе **Р. у. по отклонениям от заданной траектории** и *директорное управление* (полуавтоматическое **Р. у.**). При визуальном **Р. у.** лётчик получает информацию о параметрах движения летательного аппарата (высоте, скорости, угловой ориентации и т. п.) из наблюдения внекабинного пространства. При **Р. у. по приборам** информация о положении летательного аппарата и параметрах его движения индицируется лётчику с помощью *систем отображения информации*. При **Р. у. по отклонениям от заданной траектории** информация об отклонениях от заданных значений высоты, приборной скорости и т. п. выводится, как правило, на специальные стрелки командного или навигационного приборов (индикаторов). На практике лётчик редко пользуется изолированно каким-либо одним видом **Р. у.**, а, как правило, комбинирует их, например визуальное **Р. у. с пилотированием по приборам** и т. д.

В перечисленных вариантах **Р. у.** роль лётчика и степень его загрузки задачей управления существенно разные. В случае визуального прямого **Р. у.** лётчик должен решать все задачи: получение и первичная обработка информации, расчёт траектории полёта, обеспечение устойчивости и управляемости. Управление такого типа использовалось до начала развития реактивной авиации. В настоящее время такой режим управления может быть использован в качестве резервного при отказе основной системы управления летательного аппарата (например, СУУ).

Развитие метода **Р. у.** состоит в предоставлении лётчику на специальных индикаторах — дисплеях — комплексной информации об угловом и пространственном положении летательного аппарата, включая и более сложную информацию о его будущем положении при определенном предположении о типе управления, так называемую информацию о прогнозируемом конечном состоянии летательного аппарата, вычисляемую о помощью бортовой ЭВМ.

*В. И. Кабзев*

**Рыбинский авиационный технологический институт** (РАТИ) — высшее учебное заведение в области технологии производства авиационных двигателей. Основан в 1955 как Рыбинский вечерний авиационный технологический институт, в 1973 преобразован в Рыбинский авиационный технологический институт. В составе института (1990): факультеты — авиамеханический, авиаметаллургический, радиотехнический; факультет повышения квалификации инженерно-технических работников: вечернее и подготовительные отделения и курсы; 22 кафедры, научно-исследовательский сектор, студенческое КБ. Институт ведёт подготовку инженерных кадров по специальностям: авиационные двигатели и энергетические установки; технология машиностроения; металлорежущие станки и инструменты; литейное производство чёрных и цветных металлов; машины и технология обработки металлов давлением; программное обеспечение вычислит, техники и автоматизированных систем; промышленная электроника; конструирование и технология электронных вычислит, средств, конструирование и технология радиоэлектронных средств. В 1989/90 учебном году в институте обучилось более 2,5 тысяч студентов, работало 225 преподавателей, в том числе 9 профессоров и докторов наук, 150 доцентов и кандидатов наук. Издаются (с 1974) «Труды».

**Рыбинское конструкторское бюро моторостроения** (РКБМ) — берёт начало от КБ-2 МАИ, образовано в 1939. Для постройки разработанного поршневого двигателя М-250 это КБ в 1940 было переведено в Воронеж на завод №16, а с октября 1941 находилось (как ОКБ-250) в эвакуации в Уфе. С октября 1943 базируется в г. Рыбинске Ярославской области (ОКБ-36, с 1966 — РКБМ). О поршневых и газотурбинных авиационных двигателях, созданных на предприятии под руководством *В. А. Добрынина* и его преемника *П. А. Колесова*, см. в статье *ВД*.

**Рыбинское моторостроительное производственное объединение**. В 1916 в г. Рыбинске (ныне Ярославской области) начал строиться автозавод «Русский Рено». В 1918 он был национализирован, занимался ремонтом автомобилей, а в 1924 передан Авиатресту как Государственный авиационный завод № 6 (позднее завод № 26). С 1928 завод строил авиационный поршневой двигатель М-17, М-34 (опытную партию), а в 1934—1941 — поршневой двигатель М-100, М-103, М-105 конструкции *В. Я. Климова*, КБ которого работало при заводе. В ноябре 1941 завод был эвакуирован и продолжил свою деятельность в Уфе (ныне это *Уфимское моторостроительное производственное объединение*). Завод, воссозданный в феврале 1942 в Рыбинске (№ 36), продолжал выпускать поршневые двигатели (*АШ-62ИР*, *АШ-73ТК* в 1944—1957), а затем освоил производство газотурбинных двигателей. В 50—80-х гг. строились турбореактивные двигатели *ВД-7Б*, *ВД-7М*, *РД-7М2*, *АЛ-7Ф-1*, *ТРДД Д-30КУ*, *Д-30КП*, *Д-30КУ-154*. В 1976 на основе завода образовано ПО. Предприятие (объединение) награждено орденами Ленина (1966), Октябрьской Революции (1981).

**Рыбко** Николай Степанович (1911—1977) — советский лётчик-испытатель, заслуженный лётчик-испытатель СССР (1959), Герой Советского Союза (1957). Окончил Московский авиационный техникум (1933), Качинскую военную авиационную школу пилотов (1935). Работал в ЦАГИ, ЛИИ, ОКБ А. Н. Туполева. Летал на самолётах 96 типов, в том числе на Ту-4, Ту-16, «Стрела» (первом советском самолёте с треугольным крылом малого удлинения). Награждён 4 орденами Ленина, орденами Красного Знамени, Отечества, войны Первой степени, Трудового Красного Знамени, медалями.

**Н. С. Рыбко.**

**Рыжов** Юрий Алексеевич (р. 1930) — советский учёный в области механики жидкости и газа, акад. АН СССР (1987; член-корреспондент 1981). По окончании Московского физико-технологического института (1954) работал в ЦАГИ и НИИ тепловых процессов. С 1960 в МАИ: заведующий кафедрой аэродинамики (с 1972), проректор по учебной и научной работе (1972—1986), ректор (1986—1992). Основные труды по аэродинамике летательных аппаратов, взаимодействию разреженных потоков высоких энергий с поверхностью материалов, нестационарным процессам в соплах и струях. Премия имени Н. Е. Жуковского (1982). Государственная премия СССР (1983). Народный депутат СССР с 1989. Награждён орденами Октябрьской Революции, Трудового Красного Знамени. «Знак Почёта».

**Соч.:** Основы теплопередачи в авиационной и ракетно-космической технике, М., 1975; Прикладная динамика разреженного газа, М., 1977 (совместно с др.).

**Ю. А. Рыжов.**

**Рыкачев** Михаил Александрович (1840/41—1919) — русский учёный в области воздухоплавания, метеорологии, земного магнетизма и физической географии, член Петербургской АН (1896). Окончил Морскую академию (1865). С 1867 работал в Главной физической обсерватории (в 1896—1913 директор). В 1868 и 1873 совершил полёты на аэростатах для исследования свободной атмосферы; по его инициативе при Главной физической обсерватории в России была создана служба погоды, значительно расширена сеть метеорологических станций. Первый председатель основанного в 1881 при его участии VII (воздухоплавательного) отдела Русского технического общества. В 1871 нашёл экспериментальный способ определения подъёмной силы «винта, вращаемого в воздухе». Участник организованного *Н. Е. Жуковским* «1-го Русского

воздухоплавательного собрания» — подсекции воздухоплавания на десятом съезде русских естествоиспытателей и врачей (1898). Председатель организационного комитета четвертого съезда международной учёной воздухоплавательной комиссии (1904, Петербург).

*Лит.:* Вуханов М. С, Юркевич М. П., М. А. Рыкачев — выдающийся деятель метеорологии и воздухоплавания. Л., 1954.

**рыскание** — отклонение летательного аппарата от некоторого заданного направления полёта; характеризуется углом  $\mathbf{P}$  и скоростью  $\mathbf{P}$ . Угол **рыскания**  $\{\{\psi\}\}$  — угол между осью  $OX_g$  нормальной системы координат (СК), определяющей заданное направление движения, и проекцией продольной оси  $OX$  на горизонтальную плоскость  $OX_gZ_g$ . Угол  $\{\{\psi\}\}$  положителен, когда ось  $OX_g$  совмещается с проекцией оси  $OX$  на плоскость  $OX_gZ_g$  поворотом вокруг оси  $OY$  по часовой стрелке, если смотреть вдоль этой оси; изменяется от  $-180\{\{\circ\}\}$  до  $+180\{\{\circ\}\}$ ; угол  $\{\{\psi\}\}$  является одним из углов Эйлера, определяющих ориентацию летательного аппарата. При определении ориентации скоростной СК относительно нормальной СК используется **скоростной угол рыскания**  $\{\{\psi_0\}\}$  — угол между осью  $OX$  нормальной СК и проекцией скоростной оси  $OX_g$  на горизонтальную плоскость  $OX_gZ_g$ . Знак скоростного угла  $\mathbf{P}$  определяется аналогично знаку угла  $\{\{\psi\}\}$ .

Одной из существенных величин при исследовании динамики полёта летательного аппарата (особенно его *бокового движения*) является скорость рыскания  $\{\{\omega\}\}_g$ , — составляющая угловой скорости летательного аппарата по нормальной оси  $OY$  связанной СК;  $\{\{\omega\}\}_g$  положительна при вращении летательного аппарата вокруг оси  $OY$  по часовой стрелке, если смотреть вдоль этой оси.

Нежелательное  $\mathbf{P}$  может возникать при неизменном положении *органов управления* рысканием под действием бокового ветра, *аэродинамических сил и моментов*, возникающих при отклонении других органов управления.

*М. А. Ерусалимский*

**рычаги управления**, **командные рычаги**, — установленные в кабине экипажа летательного аппарата устройства, с помощью которых лётчик воздействует на *органы управления*. К  $\mathbf{P. y}$  самолётом относятся *ручка управления* или *колонка штурвальная* (для продольного и поперечного управления) и *педали управления* (для путевого управления).  $\mathbf{P. y}$  связаны с органами управления механической *проводкой управления* самолётом или электрическими коммуникациями (см. *Электродистанционная система управления*). При использовании необратимого бустерного или электродистанционного управления для создания лётчику ощущения управления летательным аппаратом применяется *рычагов управления загрузка*.  $\mathbf{P. y}$  устанавливаются на рабочих местах командира корабля и второго пилота, а на учебных самолётах у инструктора и курсанта. О  $\mathbf{P. y}$  вертолётном см. в статье *Вертолёт*.

**Рычагов** Павел Васильевич (1911—1941) — советский военачальник, генерал-лейтенант авиации (1940), Герой Советского Союза (1936). В Красной Армии с 1928. Окончил Военно-теоретическую школу ВВС в Ленинграде (1930), Борисоглебскую военную школу лётчиков (1931). Был лётчиком, командиром отряда, командиром эскадрильи. Участник войны в Испании (1936—1939), боёв с японскими захватчиками в Китае (1937—1938). С 1938 командующий ВВС и член Военного совета Приморской группы Дальневосточного фронта и первой Отдельной Краснознаменной армии. Во время советско-финляндской войны начальник ВВС девятой армии. В 1940 заместитель, 1-й заместитель начальника ВВС, с августа начальник Главного управления ВВС РККА. С февраля 1941 заместитель наркома обороны СССР. Депутат ВС СССР в 1937. Награждён 2 орденами Ленина, 3 орденами Красного Знамени, медалями. Необоснованно репрессирован; реабилитирован посмертно.

**рычагов управления загрузка**. В системах необратимого *бустерного управления* и в *электродистанционных системах управления* необходимо применение искусственной загрузки

рычагов управления (РУ) для создания лётчику чувства управления летательным аппаратом. К простейшим устройствам **Р. у. з.** относятся пружинные, основными характеристиками которых являются усилие предварительного затяга, градиент  $dP/dx$  ( $P^x$ ) усилия **P** по перемещению  $x$  РУ и максимального усилия при крайних его положениях. Значение усилия предварит. затяга зависит от сил трения в системе. Это усилие должно обеспечивать центрирование РУ и исключать отдачу на него движений последовательного *сервопривода* автоматических систем, если устранение отдачи не обеспечивается специальными мерами. Значение  $P^x$  выбирается из условия приемлемости усилий на РУ, например при создании нормальной *перегрузки*  $n_y$ . В устройство **Р. у. з.** обычно включается триммерный механизм, с помощью которого лётчик на установившемся режиме полёта снимает усилия на РУ.

С помощью системы пружин могут быть осуществлены и более сложные изменения загрузки, в частности для получения усилий типа так называемой стенки (рис. 1). Это нужно, например, для введения ограничений в отклонение рычагов и органов управления с целью предупреждения выхода на нерасчётные режимы полёта из-за ошибок лётчика.

К более совершенным устройствам **Р. у. з.**, применяемым обычно при управлении продольным движением, относятся автоматы загрузки, в которых  $P^x$  изменяется в зависимости от режимов полёта, что позволяет обеспечить практически постоянное значение  $dP/dn$  в полёте. Устройства могут быть электромеханическими, электрогидравлическими, гидравлическими и других типов. Изменение градиента  $P^x$  в них осуществляется по заданному закону, определяемому вычислителем загрузки (рис. 2). Принципиально иным устройством **Р. у. з.** является электрогидравлический автомат, включающий датчик усилий, установленный на РУ или вблизи него, вычислитель загрузки и параллельный электрогидравлический сервопривод. Изменение усилий на РУ достигается коррекцией электрических сигналов следящего контура автомата в зависимости от режимов полёта (скорости  $V$  и высоты  $H$  полёта и др.). Такой автомат позволяет исключить влияние трения в системе и обеспечить гибкое регулирование изменения усилий, включая создание усилий вида стенки, или отгалкивания РУ, предназначенных для ограждения от произвольного вывода самолёта на предельные режимы полёта.

*Лит.:* Гониодский В. И., Склянский Ф. И., Шумилов И. С., Привод рулевых поверхностей самолетов. М., 1974; Гуськов Ю. П., Загайнов Г. И., Управление полетом самолетов, М., 1980.

В. Я. Бочаров

Рис. 1

Рис. 2

**Рэлей**, Рейли (Rayleigh), Джон Уильям (1842—1919) — английский физик, один из основоположников теории колебаний. Фамилия до получения титула лорда Рэлея (1873) — Стретт (Strutt). Член (1873) и президент (1905—1908) Лондонского королевского общества, иностранный член-корреспондент Петербургской АН (1896). Окончил Кембриджский университет (1865), с 1879 профессор этого университета. Директор Кавендишской лаборатории (1879—1884). Сформулировал ряд фундаментальных теорем линейной теории колебаний. Рассмотрел вопросы дифракции и рассеяния упругих волн в различных средах, а также распространения звука в газах: Развил теории устойчивости течений жидкостей при различных условиях, обтекания тел с отрывом струи, кавитации, движения вязкой жидкости и др. Нобелевская премия (1904).

*Соч.* в рус. пер.: Теория звука, 2 изд., т. 1—2, М., 1955.

**Рязанов** Алексей Константинович (р. 1920) — советский лётчик, генерал-майор авиации (1970), заслуженный военный лётчик (1967), дважды Герой Советского Союза (1943, 1945). В Советской Армии с 1939. Окончил Борисоглебскую авиационную школу пилотов имени В. П. Чкалова (1939), Военную академию имени М. В. Фрунзе (1950), Военную академию Генштаба Вооруженных Сил СССР (1958). Участник Великой Отечественной войны. В ходе войны был лётчиком-истребителем,

командиром эскадрильи, заместителем командира истребительного авиаполка. Совершил 509 боевых вылетов, сбил лично 31 и в составе группы 16 самолётов противника. После войны на командных и штабных должностях в ВВС и Войсках ПВО. Награждён 3 орденами Ленина, 4 орденами Красного Знамени, орденом Александра Невского, 2 орденами Отечественной войны 1-й степени, 2 орденами Красной Звезды, орденом «За службу Родине в Вооружённых Силах СССР» 3-й степени, медалями. Бронзовый бюст в пос. Токаревка Тамбовской области.

Лит.: Зарубин А., Над полями сражений, в кн.: Герои огненных лет, кн. 4, М., 1980.

**Рязанов** Василий Георгиевич (1901—1951) — советский лётчик, генерал-лейтенант авиации (1943), дважды Герой Советского Союза (1944, 1945). В Советской Армии с 1920. Окончил Борисоглебскую военную школу лётчиков (1926), Военно-воздушную академию РККА имени профессора Н. Е. Жуковского (1935; ныне ВВИА). Участник советско-финляндской и Великой Отечественной войн. В ходе войны был заместителем командующего ВВС армии, командир авиадивизии, командующий манёвренной группой ВВС фронта, командующий истребительной авиационной армией, командир штурмового авиакорпуса. После войны на командных должностях в ВВС. Награждён 2 орденами Ленина, 3 орденами Красного Знамени, орденами Суворова 2-й степени, Богдана Хмельницкого 1-й степени, Красной Звезды, медалями, а также иностранными орденами. Бронзовый бюст в с. Большое Козино Нижегородской области.

Лит.: Рязанов Л. А., Чесноков Н. И., Командир гвардейского корпуса «Илов», М., 1983.

**«Сааб-скания»** (SAAB-Scania AB) — промышленный концерн Швеции. Образован в 1968 в результате слияния автомобильного концерна «Скания Вабис» с самолётостроительной фирмой «СААБ» (Svenska Aeroplan AB. SAAB), основанной в 1937 для производства военных самолетов и вошедшей в состав концерна в качестве самолётостроительного отделения. Отделение имеет филиалы, производящие управляемые ракеты, космические системы, электронное оборудование, тренажеры. Фирма «СААБ», затем отделение концерна выпускали: бомбардировщик СААБ 18 (первый полёт в 1942), истребитель J21 (1943), реактивный истребитель J29 (1948), истребитель-бомбардировщик A32 «Лансен» (1952), истребитель J32 (1957), сверхзвуковой истребитель J35 «Дракен» (1955, см. рис. 1), истребитель-бомбардировщик AJ37 «Вигген» (1967, см. рис. в таблице XXXIV), истребитель JA37 «Вигген» (1974), пассажирский самолёт СААБ 340 с двумя турбовинтовыми двигателями (1983, совместная разработка с США, с 1985 полностью шведская программа). С 1949 построено более 1500 самолётов с поршневыми двигателями и свыше 2000 реактивных военных самолётов. Основные программы 80-х гг.: производство истребителей JA37 и самолётов SAAB-340В (до 37 пассажиров, 2 турбовинтовых двигателя по 1300 кВт, дальность полёта до 1520 км, крейсерская скорость 520 км/ч; рис. 2), разработка истребителей нового поколения JAS39 «Грипен» (рис. 3). Основные данные некоторых самолётов концерна приведены в таблице.

Таблица — Самолёты концерна «СААБ-Скания»

Основные данные	Штурмовик А32А	Перехватчик J29F	Многоцелевой истребитель J35F	Истребитель JA37	Многоцелевой истребитель JAS39
Первый полёт, год	1952	1954	1965	1974	1988
Число и тип двигателей	1 ТРДФ	1 ТРД	1 ТРДФ	1 ТРДДФ	1 ТРДДФ
Тяга двигателя,	44,1	27,5	78,5	125	81,5

кН					
Длина самолёта, м	14,65	10,1	15,35	15,45	14,1
Высота самолёта, м	4,75	3,73	3,9	5,9	4,7
Размах крыла, м	13	11	9,4	10,6	8
Площадь крыла, м <sup>2</sup>	37	24	49,2	46	30,5
Максимальная взлётная масса, т	13	8	15	22,5	~8 (нормальная)
Масса пустого самолёта, т	7	4,5	7,6	12,2	5,65
Боевая нагрузка, т	1	0,6	1,5	до 6	1,5
Радиус действия, км	1000	800	720	1000	-
Максимальная скорость полёта, км/ч	1125	1060	2100	2125	$M_{\infty} > 1$
Потолок, м	15000	13700	18000	18000	-
Экипаж, чел.	2	1	1	1	1
Вооружение:					
пушки	4 X 20 мм	4 X 20 мм	1 X30 мм	1 X 30 мм	1 X 27 мм
управляемые ракеты	2	-	4	4	Несколько УР

Рис. 1. Истребитель J35 «Дракен».

Рис. 2. Пассажирский самолёт SAAB 340B.

Рис. 3. Истребитель JAS39 «Грипен».

**«Саач»** (CAAC, Civil Aviation Administration of China) — национальная авиакомпания Китайской Народной Республики. Состоит из нескольких региональных авиакомпаний. Осуществляет перевозки внутри страны и в страны Европы, Азии, Ближнего Востока, а также в Японию, Россию

и США. Основана в 1949. Авиационный парк — более 200 самолётов.

**«Сабена»** (SABENA, Societe Anonyme Beige d'Exploitation de la Navigation Aérienne) — авиакомпания Бельгии. Осуществляет перевозки в страны Западной Европы, Африки, Ближнего и Дальнего Востока, а также в Россию, США и Канаду. Основана в 1923, одна из старейших в мире. В 1989 перевезла 2,8 миллионов пассажиров, пассажирооборот 6,76 миллиардов пассажиро-км. Авиационный парк — 28 самолётов.

**Сабинин** Григорий Харлампиевич (1884—1968) — советский учёный в области аэродинамики, профессор (1937), доктор технических наук (1934), заслуженный деятель науки и техники РСФСР (1946). Окончил Императорское техническое училище (1913; позже МВТУ). В студенческие годы совместно с *Б. Н. Юрьевым* создал основы импульсной теории гребного винта. С 1919 в ЦАГИ, где был начальником аэродинамического отдела, член коллегии института. Труды по динамической устойчивости самолёта, регулированию газовых турбин, реактивными двигателями, рабочим процессам в лопаточных машинах. Государственная премия СССР (1943). Награждён 3 орденами Трудового Красного Знамени, орденом Красной Звезды, медалями.

*Лит.:* **Ушаков К. А.**, Научная деятельность профессора Г. Х. Сабинина (к 75-летию со дня рождения), в кн.: Промышленная аэродинамика, в. 13, М., 1959.

**Савицкая** Светлана Евгеньевна (р. 1948) — советская лётчица, космонавт, лётчик-космонавт СССР (1982), лётчик-испытатель; заслуженный мастер спорта СССР (1970), дважды Герой Советского Союза (1982, 1984). Дочь *Е. Я. Савицкого*. Окончила Центральную лётно-техническую школу при ЦК ДОСААФ СССР (1971) и работала в ней инструктором, в 1972 окончила МАИ. Абсолютная чемпионка мира по высшему пилотажу на поршневых самолётах (1970). Установила 3 мировых рекорда в групповых прыжках с парашютом из стратосферы и 15 мировых рекордов на реактивных самолётах. С 1976 лётчик-испытатель ОКБ А. С. Яковлева. С 1980 в отряде космонавтов. Совершила два полёта в космос (1982, 1984), в одном из которых выходила в открытое космическое пространство. Народный депутат СССР (с 1989). Медаль де Лаво и 18 дипломов ФАИ, 16 золотых спортивных медалей СССР. Награждена 2 орденами Ленина, орденом «Знак Почёта».

*Соч.:* Вчера и всегда. М., 1988.

**С. Е. Савицкая.**

**Савицкий** Евгений Яковлевич (1910—1990) — советский военачальник, маршал авиации (1961), заслуженный военный лётчик СССР, дважды Герой Советского Союза (1944, 1945). В Советской Армии с 1929. Окончил военную школу лётчиков (1932), Высшую военную академию (1955; позже Военная академия Генштаба Вооружённых Сил СССР). Участник Великой Отечественной войны. В ходе войны был командиром авиаполка, авиадивизии, командующим авиагруппой воздушной армии, командир истребительного авиакорпуса. Совершил 216 боевых вылетов, сбил лично 22 и в составе группы 2 самолёта противника. После войны команд. авиацией ПВО страны (1948—1953, 1954—1966), заместитель главнокомандующего Войсками ПВО (1966—1980). С 1980 в Группе генеральных инспекторов МО СССР. Депутат ВС СССР в 1962—1966. Ленинская премия (1978). Награждён 3 орденами Ленина, орденом Октябрьской Революции, 5 орденами Красного Знамени, орденами Суворова 2-й степени, Кутузова 2-й степени, Отечественной войны 1-й степени, 2 орденами Красной Звезды, орденом «За службу Родине в Вооружённых Силах СССР» 3-й степени, медалями, а также иностранными орденами. Бронзовый бюст в Новороссийске.

*Соч.:* Я — «Дракон». Атакую!.... М., 1988; Полвека с небом, М., 1988.

*Лит.:* **Сомов Г. А.**, Маршал авиации. М., 1990.

**Е. Я. Савицкий.**

**Савицкий** Михаил Алексеевич (1890—1984) — советский военный лётчик, инженер, инициатор

организации производства парашютов в СССР. Окончил Гатчинскую школу военных лётчиков (1916). В Гражданскую войну командовал авиаотрядом. Окончил Военно-воздушную академию РККА имени профессора Н. Е. Жуковского (1928; ныне ВВИА). Возглавлял первую в стране парашютную лабораторию в НИИ ВВС, был директором парашютного завода. Автор многих научных трудов. Удостоен диплома П. Тиссандье (ФАИ). Награждён орденами Красного Знамени, Трудового Красного Знамени, Красной Звезды, медалями.

**Сазерленда формула** [по имени английского физика У. Сазерленда (Sutherland)] — приближённо описывает зависимость динамической вязкости газа  $\{\{\mu\}\}$  от термодинамической температуры  $T$ :

$\{\{\text{формула}\}\}$

где  $\{\{\sigma\}\}$  — диаметр молекулы газа,  $m$ ;  $m$  — масса молекулы, кг;  $k = 1,38 \cdot 10^{-23}$  Дж/К — постоянная Больцмана;  $S$  — постоянная, зависящая от химического состава газа (для воздуха  $S = 114$  в диапазоне температур 273—573 К). **С. ф.** получена на основании модели газа, в которой молекулы представляются гладкими, упругими, взаимно притягивающимися сферами; справедлива в довольно широком интервале значений температур. **С. ф.** используется при исследованиях и расчётах обтекания летательного аппарата, когда необходим учёт изменения  $\{\{\mu\}\}$  в зависимости от температуры, например при анализе аэродинамического нагревания.

**салон пассажирский** — обособленная часть пассажирской кабины, отделённая от других помещений перегородками (или поперечными проходами), с рядами пассажирских кресел, установленными, как правило, с одинаковым шагом. Интерьер **С.** образуется различными элементами: стенообразующими поверхностями (оконные панели, багажные полки для ручного багажа и мелких вещей пассажиров, панели потолка и т. п.), пассажирскими креслами, цветосветовым решением и декоративной отделкой, средствами индивидуального обслуживания пассажиров (индивидуальные вентиляция и освещение, кнопки вызова бортпроводников и т. п.), а также системами зрительной информации (надписи, табло и др.) и развлечения пассажиров (см. *Класс пассажирского салона*).

Формирование интерьера **С.** зависит от типа самолёта, его назначения, уровня обслуживания, продолжительности полёта, моды, национальных особенностей и культурных традиций страны и т. д. На различных этапах развития пассажирской авиации существовали определенные представления об оформлении внутреннего пространства самолёта. Нерегулярность и, как правило, кратковременность полётов, а также сравнительно простая конструкция первых пасс. самолётов (бипланы с матерчатой или фанерной обшивкой) обуславливали простоту обслуживания пассажиров с минимумом удобств в полёте, что отражалось в оформлении интерьера. Закрытая пассажирская кабина представляла собой вытянутый отсек, напоминавший железнодорожный вагон тех лет, с окрашенными фанерными или полотняными стенами, большими прямоугольными окнами, лёгкими сиденьями или плетёными креслами (рис. 1).

Пассажирские самолёты 20—30-х гг. имели, как правило, малую грузоподъёмность, стоимость перевозок на них была высокой, и поэтому услугами их как в СССР, так и за рубежом пользовался ограниченный контингент пассажиров. Небольшие скорости и длительное пребывание пассажиров в полёте, а также стремление проектировщиков привлечь пассажиров, сделав самолёт более комфортабельным и конкурентоспособным по сравнению со средствами железнодорожного и морского транспорта, способствовали созданию дополнительных удобств для небольшого круга пассажиров. Устраивались отдельные купе-каюты со спальными местами или трансформирующимися в кровать креслами, комнаты отдыха, столовые и другие помещения (рис. 2). На советских самолётах преобладали относительно простые интерьеры, которые чаще всего выполнялись в «трамвайной» или «вагонной» архитектуре, с некоторыми характерными для своего времени элементами украшений (рис. 3).

В 40—50-е гг. появление более скоростных многоместных пассажирских самолётов, сокращение времени полета, превращение авиационного транспорта в экономичный и более популярный вид

общественного транспорта, а также изменения в конструкции самолётов (на смену самолётам с коробчатыми фюзеляжами пришли самолёты с цельнометаллическими цилиндрическими фюзеляжами) обусловили создание нового авиационного интерьера со стандартными, равными для всех, рациональными удобствами. Пассажирский С. представлял собой вытянутое помещение с равномерно чередующимися окнами-иллюминаторами, стандартными элементами (багажными полками в виде рамок и сеток, плафонами освещения и т. п.), а также рядами специальных кресел, разделённых продольным проходом (рис. 4 и 5). На некоторых самолётах нашли отражение украшательские тенденции тех лет, имевшие место в архитектуре и искусстве, — интерьер украшали плюшевыми портьерами, светильниками под мрамор, багажными полками из позолоченного металла, бутафорскими пилястрами и капителями у окон и т. д. (рис. 6 и 7). Основное направление развития пассажирского воздушного транспорта 60-х гг., пополнившегося самолётами с возросшими скоростью, высотой полёта и пассажироместимостью, — обеспечение достаточно высокого, равного для всех пассажиров уровня комфорта и экономичности самолётов. Благодаря применению новых конструкционных и декоративно-отделочных материалов и прогрессивных технологии, а также появлению новых технических возможностей интерьеры самолётов стали простыми и лаконичными по форме. Основные элементы интерьера: штампованные панели потолка, стен с равномерно чередующимися овальными, эллипсовидными, круглыми окнами и рядами кресел (рис. 8). В 70—80-х гг. на смену этим интерьерам приходят выразительные и комфортабельные интерьеры широкофюзеляжных самолётов, в которых возможны новые формы обслуживания и развлечения пассажиров. В пассажирских С. таких самолётов, имеющих внушительные размеры и всё меньше напоминающих тесную и неудобную кабину или вытянутую трубу-фюзеляж, расположено несколько сотен комфортабельных кресел, большие кино- и телевизионные экраны, просторные холлы и лестницы, ведущие на верхнюю и нижние палубы (рис. 9).

*Е. Н. Соколовская*

Рис. 1. «Илья Муромец» (1913—1914, Россия).

Рис. 2. «Фоккер» — F IV (1923, Германия).

Рис. 3. АНТ-9 (1929, СССР).

Рис. 4. Ил-12 (1946, СССР).

Рис. 5. Ил-14 «Салон» (1957, СССР).

Рис. 6. Ту-114 (1957, СССР).

Рис. 7. Ту-124 (1960, СССР).

Рис. 8. Ил 62М (1970, СССР).

Рис. 9. Ил-86 (1976, СССР).

**самовращение** аэродинамическое — возникает на закритических углах атаки в результате потерн самолётом аэродинамического демпфирования крена из-за асимметрии в распределении областей отрыва потока по крылу. Самопроизвольное вращение (в основном относительно продольной оси) вызывается появлением начальной скорости крена, например после сваливания. Природу аэродинамического момента, приводящего к вращению самолёта, можно понять, анализируя зависимость коэффициента подъёмной силы  $c_y$  (см. *Аэродинамические коэффициенты*) от угла атаки  $\{\{\alpha\}\}$  (рис. 1). При кренении самолёта консоль крыла, идущая вниз, имеет большие углы атаки, чем идущая вверх. На докритических углах  $c_y < c_{y \max}$ , а  $dc_y/d\{\{\alpha\}\} > 0$ , увеличение а приводит к возрастанию подъёмной силы, а уменьшение — к её убыванию. В результате возникает демпфирующий момент крена, направленный против вращения. При углах атаки больше критического  $\{\{\alpha\}\}_{кр}$ , когда наклон кривой  $c_y(\{\{\alpha\}\})$  меняется на противоположный (диапазон

развития по крылу областей отрыва потока), на консоли крыла, идущей вниз, происходит уменьшение подъёмной силы, а на консоли, идущей вверх, — увеличение, и вместо демпфирующего момента возникает раскручивающий момент, стремящийся увеличить скорость крена. Асимметрия расположения областей отрыва потока по крылу, обусловленная появлением скорости крена, в свою очередь способствует её дальнейшему увеличению. Большая часть момента  $C$  создаётся на самолёте крылом, хотя и другие его части при возникновении на них срыва потока могут способствовать вращению.

На рис. 2 приведены примерные зависимости аэродинамического момента  $M_{\alpha}$  относительно оси вращения самолёта от безразмерной угловой скорости  $\omega = \omega / 2V$  (где  $\omega$  — скорость крена,  $l$  — размах крыла,  $V$  — скорость полёта), определяющей изменение угла атаки на концах крыла, для трёх различных значений  $\alpha$ . На докритических углах атаки демпфирующий момент практически пропорционален  $\omega$ . На околокритических углах атаки ( $\alpha \sim \alpha_{кр}$ ) при возникновении небольшой угловой скорости появляется пологий момент, усиливающий вращение. При дальнейшем увеличении угловой скорости аэродинамический момент меняет знак. Значение  $\omega$ , соответствует устойчивому режиму  $C$ . На закритических углах атаки ( $\alpha > \alpha_{кр}$ ) существует диапазон  $\omega < \omega_2$ , где сохраняется демпфирование. Превышение  $\omega_2$  приводит к попаданию в устойчивый установившийся режим  $C$  с угловой скоростью  $\omega_3$ . Существенное влияние на возможность существования  $C$  оказывает скольжение. Условие баланса раскручивающего и демпфирующего аэродинамических моментов ( $M_{\sigma} = 0$ ), наряду с условием балансировки самолёта по тангажу, является одним из необходимых условий для существования режима установившегося штопора.

У манёвренных самолётов со стреловидным (в том числе треугольным) крылом потеря аэродинамического демпфирования крена, связанная с асимметричным отрывом потока с правой и левой консолями крыла, на околокритических углах атаки, например при выполнении виражей, может привести к установлению автоколебаний по крену, воспринимаемых лётчиком как покачивание самолёта с крыла на крыло. Эти автоколебания, как правило, предшествующие сваливанию, при значительной их амплитуде могут серьёзно усложнить пилотирование самолёта.

$C$ . часто называют авторотацией крыла.

Лит.: Котик М. Г., Динамика штопора самолета, М., 1976.

М. Г. Гоман

Рис. 1. Возникновение демпфирующего (а) и раскручивающего (б) моментов при самовращении. Стрелками показано направление вращения и распределение подъёмной силы по крылу.

Рис. 2.

**самовыключение двигателя**, **заглохание двигателя**, — непреднамеренная остановка (выключение) двигателя без команды пилота.  $C. д.$  характеризуется более резким по сравнению с управляемым процессом изменением режима работы и более глубоким изменением параметров по сравнению с их значениями на режиме *авторотации* двигателя. Причиной  $C. д.$  являются отказы, например топливной системы, неисправности системы автоматического регулирования и других систем двигателя, а также функциональные отказы, связанные с недостаточными запасами устойчивой работы отдельных элементов силовой установки (воздухозаборника, компрессора, основной и форсажной камер сгорания) или воздействием внешних возмущений, климатических и атмосферных факторов, превышающих допустимый по техническим условиям уровень.

Потеря устойчивости при функциональных отказах может вызываться помпажами воздухозаборника, вентилятора или компрессора (см. *Помпаж двигателя*), погасанием основной или форсажной камер сгорания. Вследствие газодинамической связи между всеми элементами в газотурбинном двигателе потеря устойчивости в одном из элементов может вызвать потерю

устойчивости в остальных элементах двигателя. Для предотвращения потери устойчивости и восстановления исходного режима после самовыключения двигателя оборудуются системами защиты, которые могут предотвращать потерю устойчивости путём кратковременного повышения запасов устойчивости работы в определенных условиях эксплуатации или (и) восстанавливать исходный режим работы по сигналу от специального устройства. Сигнализаторы потери устойчивости двигателя оценивают процесс С. д. по изменению параметров, характеризующих появление обратных токов, например в тракте компрессора, степени ионизации рабочего тела и его свечению или по скорости изменения частоты вращения ротора двигателя, давления рабочего тела в потоке по тракту двигателя и т. п. В военной авиации принимаются также меры по предотвращению С. д. вследствие попадания в него газов при стрельбе из пушек и пусков ракет.

Ю. А. Литвинов

**самолет** (устаревшее — аэроплан) — летательный аппарат тяжелее воздуха для полётов в атмосфере с помощью *силовой установки*, создающей тягу, и неподвижного *крыла*, на котором при движении в воздушной среде образуется аэродинамическая *подъёмная сила*. Неподвижность крыла, которая отличает С. от винтокрылых летательных аппаратов, имеющих «вращающееся крыло» (несущий винт), и от летательного аппарата с машущими крыльями (*махолётов*), в некоторой степени условна, так как в ряде конструкций С. крыло может изменять в полёте угол установки, угол стреловидности и т. п. Концепция С., зародившаяся в конце XVIII — начале XIX вв. (Дж. Кейли) и предполагавшая осуществление полёта летательного аппарата с помощью разделённых по функциям движителя (воздушного винта) и несущей поверхности (крыла), в ходе развития летательной техники оказалась наиболее удачной по совокупности лётных характеристик и эксплуатационных качеств, и С. получил наибольшее распространение среди летательных аппаратов с различными принципами создания подъёмной силы и конструктивными способами их воплощения (см. также *Авиация*).

**Классификация самолётов.** По назначению различают гражданские и военные С. К гражданским относятся пассажирские, грузовые и грузопассажирские, административные, спортивные, сельскохозяйственные и другие С. для народного хозяйства. Пассажирские С. подразделяются на *магистральные* самолёты и С. местных воздушных линий. Военные С. включают истребители (воздушного боя, истребители-бомбардировщики, истребители-перехватчики, многоцелевые), штурмовики, бомбардировщики (фронтовые, дальние, межконтинентальные), разведчики (тактические, оперативные, стратегические), военно-транспортные (лёгкие, средние, тяжёлые), противолодочные, С. боевого обеспечения (радиолокационного дозора и наведения, постановщики помех, воздушные пункты управления, заправщики топливом в полёте и др.). В состав военной и гражданской авиации входят учебные, учебно-тренировочные, санитарные, патрульные, поисково-спасательные. С. По типу движителя С. относят к винтовым или реактивным. В соответствии с **типом двигателей** С. часто называют поршневым, турбовинтовым, реактивным (в частности, ракетным), а по числу двигателей — например, двух-, трёх-, четырёхдвигательным. В зависимости от **максимальной скорости полета** С. подразделяют на дозвуковые (*Маха число* полёта  $M_{\infty} < 1$ ), сверхзвуковые ( $M_{\infty} > 1$ ) и гиперзвуковые ( $M_{\infty} > > 1$ ; часто принимают  $M_{\infty} > > 4$  — 5). По **условиям базирования** различают С. сухопутного базирования, корабельные С., гидросамолёты (летающие лодки или поплавковые) и С.-амфибии, а по **требованиям к длине взлетно-посадочной полосы** — С. вертикального, короткого и обычного взлёта и посадки. Различная **способность к маневрированию** (максимальное значение *эксплуатационной перегрузки*) отличает манёвренные, ограниченно манёвренные и неманёвренные С. По **стадии освоения** С. относят к экспериментальным, опытным и серийным, а по **отличию от исходного образца** — к модернизированным и модифицированным. С. с экипажем называют пилотируемыми, а без экипажа беспилотными. Для некоторых типов пилотируемых С. (истребителей, штурмовиков, учебных) часто указывают число членов экипажа (одно- или двухместный).

Многие названия С. определяются их конструктивным исполнением и аэродинамической схемой. По числу крыльев различают *монопланы*, *бипланы* (в том числе *полуторопланы*), *трипланы* и

полипланы, а монопланы, в зависимости от расположения крыла относительно *фюзеляжа*, могут быть низкопланами, среднепланами и высокопланами. Моноплан без наружных подкрепляющих элементов крыла (подкосов) называется свободнонесущим, а моноплан с крылом, установленным на подкосах выше фюзеляжа, называется *парасоль*. С. с изменяемой в полёте стреловидностью крыла часто называют С. изменяемой геометрии, о зависимости от расположения *оперения* выделяют С. нормальной схемы (с хвостовым оперением), С. типа «бесхвостка» (горизонт, оперение отсутствует) и С. типа «утка» (с горизонтальным оперением, расположенным впереди крыла). По типу фюзеляжа С. может быть однофюзеляжным и двухбалочным, а С. без фюзеляжа называют «летающим крылом». С. с диаметром фюзеляжа более 5,5—6 м называют широкофюзеляжными. Свою классификацию имеют *самолёты вертикального взлёта и посадки* (с поворотными винтами, поворотным крылом, подъёмными или подъёмно-маршевыми двигателями и т. д.). Некоторые понятия классификации, такие, как, например, «лёгкий», «тяжёлый», «дальний» и т. п., являются условными, не всегда имеют строго очерченные границы и для С. различных типов (истребители, бомбардировщики, транспортные С.) могут соответствовать существенно отличающимся числовым значениям взлётной массы и дальности полёта.

**Аэродинамика самолёта.** Подъёмная сила, поддерживающая С. в воздухе, образуется вследствие несимметричного обтекания крыла воздушным потоком, имеющего место при несимметричной форме *профиля крыла*, ориентации его под некоторым положительным *углом атаки* к потоку или под влиянием обоих этих факторов. В этих случаях скорость потока на верхней поверхности крыла больше, а давление (в соответствии с *Бернулли уравнением*) меньше, чем на нижней; вследствие этого создаётся разность давлений под крылом и над крылом и возникает подъёмная сила. Теоретические подходы к определению подъёмной силы профиля крыла (для идеальной несжимаемой жидкости) отражены в известной *Жуковского теореме*. Действующую на С. при его обтекании воздушным потоком полную аэродинамическую силу  $R_A$  (её называют аэродинамической силой планёра) в скоростной *системе координат* можно представить в виде двух составляющих — аэродинамической подъёмной силы  $Y_a$  и силы лобового сопротивления  $X_a$  (в общем случае возможно также наличие и боковой силы  $Z_a$ ). Сила  $Y_a$  определяется в основном подъёмными силами крыла и горизонт, оперения, а противоположно направленная по отношению к скорости полёта сила  $X_a$  обязана своим происхождением трению воздуха о поверхность С. (*сопротивление трения*), разности давлений, действующих на лобовые и кормовые части элементов С. (*сопротивление давления*, см. *Профильное сопротивление*, *Донное сопротивление*), и связанному с образованием подъёмной силы скосу потока за крылом (*индуктивное сопротивление*); кроме того, при больших скоростях полёта (около- и сверхзвуковых) добавляется *волновое сопротивление*, вызываемое образованием скачков уплотнения (см. *Сопротивление аэродинамическое*). Аэродинамическая сила планёра С. и её составляющие пропорциональны скоростному напору  $q = \rho V^2/2$  ( $\rho$  — плотность воздуха,  $V$  — скорость полёта) и некоторой характерной площади, в качестве которой обычно принимают площадь крыла  $S$ :  $Y_a = c_{ya} q S$ ,  $X_a = c_{xa} q S$ , причём коэффициент пропорциональности (коэффициент подъёмной силы  $c_{ya}$  и коэффициент лобового сопротивления  $c_{xa}$ ) зависят в основном от геометрических форм частей С., ориентации его в потоке (угла атаки), *Рейнольдса числа*, а на больших скоростях и от числа  $M$ . Аэродинамическое совершенство С. характеризуют отношением подъёмной силы к суммарной силе лобового сопротивления, называемой аэродинамическим качеством:  $K = Y_a/X_a = c_{ya}/c_{xa}$ . В установившемся ( $V = \text{const}$ ) горизонтальном полёте вес самолёта  $G$  уравнивается подъёмной силой ( $Y_a = G$ ), а тяга  $P$  силовой установки должна компенсировать лобовое сопротивление ( $P = X_a$ ). Из получающегося соотношения  $G = KP$  следует, например, что реализация в конструкции С. более высокого значения  $K$  позволила бы при фиксированном значении  $G$  снизить для той же скорости полёта потребную тягу и, следовательно, расход топлива, а в некоторых других случаях (например, при том же значении  $P$ ) увеличить грузоподъёмность или запас топлива на С. В ранний период (до начала 20-х гг.) С. имели грубые аэродинамические формы и значения аэродинамического качества у них были в пределах  $K = 4—7$ . На С. 30-х гг., имевших прямые крылья и скорость полёта 300—350 км/ч, были получены значения  $K = 13—15$ . Это было достигнуто в основном благодаря применению схемы свободнонесущего моноплана,

усовершенствованных профилей крыла, фюзеляжей обтекаемой формы, закрытых кабин, жёсткой гладкой обшивки (взамен матерчатой или гофрированной металлической), уборке шасси, капотированию двигателей и т. д. При последующем создании более скоростных С. возможности повышения аэродинамического качества стали более ограниченными. Тем не менее на пассажирских С. 80-х гг. с большими дозвуковыми скоростями полёта и стреловидными крыльями максимальные значения аэродинамического качества составили  $K = 15—18$ . На сверхзвуковых С. для снижения волнового сопротивления применяют крылья тонкого профиля, с большой стреловидностью или др. формы в плане с малым удлинением. Однако у С. с такими крыльями аэродинамическое качество на дозвуковых скоростях полёта меньше, чем у С. дозвуковых схем.

**Конструкция самолёта.** Она должна обеспечивать высокие аэродинамические характеристики, обладать необходимыми прочностью, жёсткостью, живучестью, выносливостью (*сопротивлением усталости*), быть технологичной в производстве и обслуживании, иметь минимальную массу (это один из основных критериев совершенства С.). В общем случае С. (рис. 1 и 2) состоит из следующих основных частей: крыла, фюзеляжа, оперения, шасси (все это вместе называют планёром С.), силовой установки, *бортового оборудования*; военные С. имеют также *вооружение авиационное*.

**Крыло** является основной несущей поверхностью С., а также обеспечивает его поперечную устойчивость. На крыле располагаются средства его механизации (*закрылки, предкрылки* и др.), органы управления (*элероны, элевоны, интерцепторы*), а при некоторых компоновках С. закрепляются также опоры шасси и устанавливаются двигатели. Крыло состоит из каркаса с продольным (*лонжероны, стрингеры*) и поперечным (*нервюры*) силовым набором и *обшивки*. Внутренний объём крыла используется для размещения топлива, различных агрегатов, коммуникаций и т. д. Важнейшими моментами в развитии С., связанными с конструкцией крыла, были завершившийся в 30-х гг. переход от схемы биплана к свободнонесущему моноплану и начавшийся в конце 40-х—начале 50-х гг. переход от прямого крыла к стреловидному. На тяжёлых С. с большой дальностью полёта, для которых важным является увеличение аэродинамического качества, схема моноплана позволила увеличить в этих целях размах крыла, а для более энерговооружённых С. (истребителей) — использовать уменьшение площади крыла и лобового сопротивления для повышения скорости полёта. Создание свободнонесущих монопланов стало возможным благодаря успехам в строительной механике конструкции и профилировке крыла, а также применению высокопрочных материалов. Применение стреловидного крыла позволило реализовать потенциальные возможности дальнейшего увеличения скорости полёта при использовании газотурбинных двигателей. При достижении некоторой скорости полёта (критического числа  $M_{\infty}$ ) на крыле образуются местные сверхзвуковые зоны со скачками уплотнения, что приводит к появлению волнового сопротивления. Для стреловидного крыла вследствие *скольжения принципа* возникновение таких неблагоприятных явлений отодвигается в область более высоких скоростей полёта (критическое число  $M_{\infty}$  больше, чем у прямого крыла); а при сверхзвуковом обтекании интенсивность образующихся скачков уплотнения более слабая. Угол стреловидности  $\{\chi\}$  крыла дозвукового С. обычно составляет  $20—35\{\circ\}$ , а у сверхзвукового С. достигает  $40—60\{\circ\}$ .

В 50—80-х гг. создано большое число С. различных типов с турбовинтовыми двигателями и турбореактивными двигателями, различающихся скоростью и профилем полёта, манёвренностью и другими свойствами. Соответственно этому на них нашли применение крылья, разнообразные по форме в плане, удлинению, *относительной толщине*, конструктивно-силовой схеме и т. д. Наряду со стреловидным широкое распространение получило треугольное крыло, сочетающее в себе благоприятные для больших сверхзвуковых скоростей полёта свойства большой стреловидности ( $\{\chi\} \approx 55—70\{\circ\}$ ), малого удлинения и малой относительной толщины профиля. В связи с возникшей необходимостью обеспечить для некоторых типов С. высокие аэродинамические характеристики в широком диапазоне скоростей полёта были созданы самолёты с крылом *изменяемой в полёте стреловидности* ( $\{\chi\} \approx 15—70\{\circ\}$ ), на которых

реализуются достоинства прямого крыла сравнительно большого удлинения (взлётно-посадочные режимы и полёт на дозвуковых скоростях) и крыла большой стреловидности (полёт на сверхзвуковых скоростях). Разновидность этой схемы — цельноповоротное *антисимметричное крыло*. На манёвренных С. нашло применение крыло с переменной стреловидностью по передней кромке, включающее трапециевидную часть с умеренной стреловидностью и корневые *напльвы крыла* большой стреловидности, которые улучшают несущие свойства крыла на больших углах атаки. Схема С. с крылом *обратной стреловидности* (КОС) не получила широкого распространения из-за аэроупругой неустойчивости (дивергенции) крыла при повышенных скоростях полёта. Появление *композиционных материалов* открыло возможности устранить этот недостаток путём обеспечения необходимой жёсткости крыла без заметного утяжеления конструкции, и КОС, обладающее благоприятными аэродинамическими характеристиками на больших углах атаки, стало в конце 70-х и в 80-х гг. объектом широких теоретических и экспериментальных исследований. С. различного скоростного диапазона отличаются удлинением крыла  $\{\{\lambda\}\} = l^2/S$  ( $l$  — размах крыла). Для повышения аэродинамического качества увеличивают  $\{\{\lambda\}\}$ , для снижения волнового сопротивления — уменьшают. Если удлинение дозвуковых стреловидных крыльев составляет обычно  $\{\{\lambda\}\} = 7—8$  для пассажирских и транспортных С. и  $\{\{\lambda\}\} = 4—4,5$  для истребителей, то у сверхзвуковых истребителей  $\{\{\lambda\}\} = 2—3,5$ . Для обеспечения необходимой поперечной устойчивости С. консоли крыла устанавливаются (при виде спереди) под некоторым углом к горизонтальной плоскости (так называемое *поперечное V крыла*). Улучшение аэродинамических характеристик крыла во многом обязано совершенствованию его профиля. На различных этапах развития С. выбор профиля крыла определялся аэродинамическими или конструктивными требованиями и уровнем научных знаний. Плоское крыло встречалось в ранних проектах С., однако все первые летавшие С. уже имели профилированные крылья. Для получения большей подъёмной силы сначала применялись тонкие изогнутые крылья (С. раннего периода), а позднее — крылья с толстым профилем (свободнонесущие монопланы 20-х гг.). По мере увеличения скорости полёта использовались менее изогнутые и более тонкие профили. В конце 30-х гг. велись работы по так называемым *ламинарным профилям* малого сопротивления, однако большого распространения они не получили, так как обеспечение ламинарного обтекания предъявляло высокие требования к качеству отделки и чистоте поверхности крыла. В 70-х гг. для дозвуковых С. разработаны *сверхкритические профили*, позволяющие повысить значение критического числа  $M_{\{\{\infty\}\}}$ . На С. с большой сверхзвуковой скоростью полёта для снижения волнового сопротивления применяются крылья с малой относительной толщиной профиля ( $\{\{c\}\} = 2—6\%$ ) и острой передней кромкой. Геометрические параметры крыла переменны вдоль его размаха: оно имеет сужение, значения с уменьшаются к концам крыла, используется аэродинамическая и геометрическая крутка крыла и т. п.

Важная характеристика С. — удельная нагрузка на крыло, равная  $G/S = c_y \rho V^2/2$ . На всех этапах развития С. она возрастала — на быстроходных С. вследствие уменьшения площади крыла в целях снижения сопротивления и повышения скорости полёта, а на тяжёлых С. из-за опережающего роста массы С. При увеличении удельной нагрузки на крыло соответственно увеличивается скорость на взлёте и посадке, возрастает потребная длина взлётно-посадочной полосы, а также усложняется пилотирование С. на посадке. Снижение скорости отрыва и посадочной скорости обеспечивается механизацией крыла, позволяющей при отклонении щитков и закрылков увеличить максимальные значения коэффициента  $c_y$ , а для некоторых конструкций — также площадь несущей поверхности. Устройства механизации крыла начали разрабатываться в 20-х гг., а широкое распространение получили с 30-х гг. Сначала применялись простые щитки и закрылки, позднее появились выдвижные и щелевые закрылки (в том числе двух- и трёхщелевые). Некоторые виды механизации крыла (предкрылки и др.) применяются также в полёте, при маневрировании С. Идея согласования формы профиля крыла с режимом полёта лежит в основе адаптивного крыла, В 50-х гг. для увеличения подъёмной силы крыла на малых скоростях полёта стало использоваться *управление пограничным слоем*, в частности сдвиг пограничного слоя посредством выдувания

отбираемого от двигателя воздуха на верхние поверхности носков крыла и закрылков. В 70-х гг. стали создаваться *самолёты короткого взлёта и посадки* (СКВП) с так называемой *энергетической механизацией крыла*, основанной на использовании энергии двигателя для увеличения подъёмной силы посредством обдувания крыла или закрылков реактивной струёй двигателей.

**Фюзеляж** служит для объединения в одно целое различных частей С. (крыла, оперения и др.), для размещения кабины экипажа, агрегатов и систем бортового оборудования, а также, в зависимости от типа и конструктивной схемы С., пассажирских салонов и грузовых кабин, двигателей, отсеков вооружения и шасси, топливных баков и т. д. На ранних этапах развития С. его крыло соединялось с оперением с помощью открытой фермы или ферменного фюзеляжа коробчатой формы, закрытого полотняной или жёсткой обшивкой. На смену ферменным фюзеляжам пришли так называемые балочные фюзеляжи с различными сочетаниями силового набора — продольного (лонжероны, стрингеры) и поперечного (*шпангоуты*) и «работающей» обшивкой. Такая конструкция позволила придавать фюзеляжу различные хорошо обтекаемые формы. Длительное время преобладали открытая или защищённая передним козырьком кабины экипажа, а на тяжёлых С. их вписывали в обводы фюзеляжа. С ростом скорости полёта кабины лёгких С. стали закрывать обтекаемым фонарём. Выполнение полётов на больших высотах потребовало создания герметичных кабин (на боевых и на пассажирских С.) с обеспечением в них параметров воздуха, необходимых для нормальной жизнедеятельности человека. На современных С. получили распространение различные формы поперечного сечения фюзеляжа — круглая, овальная, в виде пересечения двух окружностей и др. На фюзеляже с поперечным сечением, близким к прямоугольному, и со специально спрофилированным днищем можно получить некоторую дополнительную, подъёмную силу (несущий фюзеляж). Площадь *мигделевого сечения* фюзеляжа лёгких С. определяется размерами кабины экипажа или габаритами двигателей (при установке их в фюзеляже), а на тяжёлых С. — размерами пассажирской или грузовой кабины, отсеков вооружения и т. п. Создание во второй половине 60-х гг. широкофюзеляжных С. с диаметром около 6 м позволило значительно повысить грузоподъёмность и пассажировместимость. Длина фюзеляжа определяется не только условием размещения перевозимой нагрузки, топлива, оборудования, но также требованиями, связанными с устойчивостью и управляемостью С. (обеспечение необходимого положения центра тяжести и расстояния от него до оперения). Для снижения волнового сопротивления фюзеляжи сверхзвуковых С. имеют большое удлинение, заострённую носовую часть, а иногда в зоне сопряжения с крылом фюзеляж «поджат» (при виде сверху) в соответствии с так называемым *площадью правил*. Большинство С. выполнено по однофюзеляжной схеме. Двухбалочные С. строились сравнительно редко, ещё реже — бесфюзеляжные С.

**Оперение** обеспечивает продольную и путевую устойчивость, балансировку и управляемость С. Большинство созданных С., особенно дозвуковых, имело нормальную схему, то есть с хвостовым оперением, состоящим обычно из неподвижных и отклоняемых (управляющих) поверхностей: стабилизатор и руль высоты образуют горизонтальное оперение (ГО), а киль и руль направления — вертикальное оперение (ВО). По конструктивно-силовой схеме оперение аналогично крылу, причём на скоростных С. ВО и ГО, как и крыло, выполняются стреловидными. На тяжёлых дозвуковых С. для облегчения *балансировки* стабилизатор иногда делают переставным, то есть с изменяемым углом установки в полёте. На сверхзвуковых скоростях полёта эффективность рулей уменьшается, поэтому на сверхзвуковых С. стабилизатор и киль могут быть управляемыми, в том числе цельноповоротными (ГО и ВО без рулей). Наиболее распространено однокилевое оперение, но создаются также С. с разнесённым ВО. Известна конструкция V-образного оперения, выполняющего функции ГО и ВО. Достаточно большое число С., особенно сверхзвуковых выполнено по схеме «бесхвостка» (ГО отсутствует). По схеме «утка» (с передним ГО) построено небольшое число С. однако она продолжает привлекать к себе внимание, в частности, благодаря преимуществу, состоящему в использовании для балансировки С. положительной подъёмной силы, создаваемой передним ГО.

**Шасси** служит для перемещения С. по аэродрому (при рулѐжке, взлѐте и посадке), а также для смягчения ударов, возникающих при посадке и движении С. Наиболее распространено колѐсное шасси, однако на лѐгких С. в зимних условиях иногда применяется лыжное шасси. Предпринимались попытки создания гусеничного шасси, оказавшегося слишком тяжѐлым. Необходимая мореходность и устойчивость на воде гидросамолѐтов обеспечиваются поплавками или лодкой-фюзеляжем. Сопротивление шасси может достигать 40% лобового сопротивления С., поэтому в начале 40-х гг. для повышения скорости полета стали широко применять убирающееся шасси. В зависимости от конструкции фюзеляжа С. шасси убирается в крыло, фюзеляж, gondолы двигателей. С. с малой скоростью полета иногда строятся с неубирающимся шасси, которое легче и проще по конструкции. Для обеспечения устойчивого положения С. на земле его шасси включает не менее трёх опор. Ранее в основном применялось трёхопорное шасси с низкой хвостовой опорой, а реактивные С. оборудуются шасси с передней опорой, обеспечивающим более безопасное приземление на повышенных скоростях и устойчивое движение С. на разбеге и пробеге. Кроме того, горизонтальное положение фюзеляжа (при передней опоре) способствует снижению воздействия реактивной струи двигателей на аэродромное покрытие. На ряде С. применено велосипедное шасси с двумя основными опорами вдоль фюзеляжа и вспомогательными опорами на концах крыла. Одно из преимуществ такой схемы состоит в отсутствии на крыле gondол для уборки шасси, ухудшающих аэродинамические характеристики крыла. На тяжѐлом бомбардировщике М-4 было применено «вздыбливание» передней стойки велосипедного шасси на взлѐте, что увеличивало угол атаки С. и сокращало длину разбега. Опора шасси обычно включает в себя стойку, жидкостно-газовый или жидкостный амортизатор, подкосы, механизмы уборки-выпуска и колѐса. Колѐса основных опор, а иногда и передних опор оборудуются тормозами, которые используются для сокращения длины пробега после посадки С., а также для удержания С. на месте при работающих двигателях (перед разбегом на взлѐте, при опробовании двигателей и т. п.). Для обеспечения руления С. передняя опора имеет ориентирующееся колесо. Управление движением С. на земле при малых скоростях обеспечивается раздельным торможением колѐс основных опор, а также созданием несимметричной тяги двигателей. Когда такой способ малоэффективен или невозможен (велосипедное шасси, однодвигательная компоновка в сочетании с малой колеѐй шасси и т. п.), передняя опора выполняется управляемой. Тяжѐлые пассажирские и транспортные С. оборудуются многоопорными и многоколѐсными шасси для снижения нагрузок и давлений на аэродромное покрытие. На расширение возможностей базирования С. направлен поиск новых, в частности неконтактных, взлѐтно-посадочных устройств (например, *шасси на воздушной подушке*).

**Силовая установка самолета.** Создает необходимую тягу во всѐм диапазоне эксплуатационных условий и включает двигатели (см. *Двигатель авиационный*), воздушные винты, воздухозаборники, реактивные сопла, системы топливопитания, смазки, контроля и регулирования и др. Почти до конца 40-х гг. основным типом двигателя для С. был поршневой двигатель внутреннего сгорания с воздушным или жидкостным охлаждением. Важные этапы в развитии силовых установок с поршневыми двигателями — создание винтов изменяемого шага (эффективных в широком диапазоне полѐтных режимов); повышение литровой мощности благодаря увеличению степени сжатия, что стало возможным после существенного повышения антидетонационных свойств авиационного бензина; обеспечение необходимой мощности двигателей на высоте путѐм их наддува с помощью специальных нагнетателей. На снижение аэродинамического сопротивления силовой установки было направлено закрытие звездообразных поршневых двигателей воздушного охлаждения кольцевыми профилирующими капотами, а также уборка радиаторов поршневых двигателей жидкостного охлаждения в тоннели крыла или фюзеляжа. Мощность авиационного поршневого двигателя была доведена до 3160 кВт, а скорость полѐта С. с поршневым двигателем — до 700—750 км/ч. Однако дальнейшему росту скорости препятствовали резкое возрастание аэродинамического сопротивления самолѐта и снижение КПД воздушного винта вследствие увеличивающегося влияния сжимаемости воздуха и связанный с этим рост потребной мощности двигателя, в то время как возможности уменьшения его массы и размеров были уже исчерпаны. Это обстоятельство стимулировало разработку и внедрение более

лёгких и мощных газотурбинных двигателей (турбореактивных двигателей и турбовинтовых двигателей).

На боевых С. получили распространение турбореактивные двигатели, а на пассажирских и транспортных — турбовинтовые двигатели и турбореактивные двигатели. Ракетные двигатели (жидкостные ракетные двигатели) не получили широкого распространения из-за малой располагаемой продолжительности полёта (на борту С. необходимо иметь не только горючее, но и окислитель), хотя они применялись на ряде экспериментальных С., на которых были достигнуты рекордные скорости полёта. Тяговые, экономические и весовые характеристики авиационных газотурбинных двигателей непрерывно совершенствовались путём повышения *параметров рабочего процесса двигателя*, применения новых материалов, конструктивных решений и технологических процессов. Повышение скоростей полёта вплоть до больших сверхзвуковых ( $M_{\infty} = 3$ ) было достигнуто при использовании турбореактивных двигателей, оснащённых форсажной камерой, позволяющей значительно (на 50% и более) увеличить тягу двигателя. На экспериментальных С. испытывались силовые установки, состоящие только из прямоточного воздушно-реактивных двигателей (старт с С.-носителя), а также комбинированные установки (турбореактивный двигатель + прямоточный воздушно-реактивный двигатель). Силовые установки с прямоточного воздушно-реактивного двигателя обеспечивают дальнейшее расширение скоростного диапазона применения С. (см. *Гиперзвуковой самолёт*). На дозвуковых пассажирских и транспортных С. нашли применение экономичные турбореактивные двухконтурные двигатели сначала с малой, а позднее (в 60—70-х гг.) с большой *степенью двухконтурности*. Удельных расход топлива на сверхзвуковом С. достигает 0,2 кг/(Н·ч) на полётных форсажных режимах, у дозвуковых С. на крейсерских режимах полёта доведён до 0,22—0,3 кг/(кВт·ч) для турбовинтовых двигателей и 0,07—0,058 кг/(Н·ч) для турбореактивных двухконтурных двигателей. Создание высоконагруженных воздушных винтов, сохраняющих высокий КПД до больших скоростей полёта ( $M_{\infty} \approx 0,8$ ), положено в основу разработки турбовинтовентиляторных двигателей, которые на 15—20% экономичнее турбореактивных двухконтурных двигателей. Двигатели пассажирского С. оборудуются устройствами реверсирования тяги на посадке для сокращения длины пробега и выполняются малошумными (см. *Нормы шума*). Число двигателей в силовой установке зависит главным образом от назначения С., его основных параметров и требований к лётным характеристикам. Суммарная мощность (тяга) силовой установки, определяемая необходимой стартовой энерговооружённостью (тяговооружённостью) С., выбирается исходя из условий непревышения заданной длины разбега при взлёте, обеспечения набора высоты при отказе одного двигателя, достижения максимальной скорости полёта при заданной высоте и т. д. *Тяговооружённость* современного сверхзвукового истребителя достигает 1,2, у дозвукового пассажирского С. обычно находится в пределах 0,22—0,35. Существуют различные варианты размещения двигателей на С. Поршневые двигатели обычно устанавливались на крыле и в носовой части фюзеляжа. Аналогично располагают двигатели на турбовинтовых С. На реактивных С. компоновочные решения более разнообразны. На лёгких боевых С. один или два турбореактивных двигателя обычно устанавливают в фюзеляже. На тяжёлых реактивных С. практиковалось размещение двигателей в корневой части крыла, но большее распространение получила схема подвески двигателей на пилонах под крылом. На пассажирском С. двигатели (2, 3 или 4) часто размещают на хвостовой части фюзеляжа, причём в трёхдвигательном варианте один двигатель помещают внутрь фюзеляжа, а его воздухозаборник — в корневую часть киля. К преимуществам таких компоновок относятся снижение шума в пассажирской кабине, повышение аэродинамического качества за счёт «чистого» крыла. Трёхдвигательные варианты пассажирских С. выполняются также по схеме с двумя двигателями на пилонах под крылом и одним в хвостовой части фюзеляжа. На некоторых сверхзвуковых С. мотогондолы располагаются непосредственно на нижней поверхности крыла, при этом специальная профилировка внешних обводов гондол позволяет использовать систему образующихся скачков уплотнения (повышение давления) для получения дополнительной подъёмной силы на крыле. Установка двигателей сверху крыла применяется в схемах самолета короткого взлета и посадки с обдувом верхней поверхности крыла.

В авиационных двигателях используется жидкое углеводородное топливо — бензин в поршневых двигателях и так называемое реактивное топливо (типа керосина) в газотурбинных двигателях (см. *Топливо авиационное*). В связи с истощением природных запасов нефти могут найти применение *синтетические топлива, криогенные топлива* (в 1988 в СССР создан экспериментальный самолёт Ту-155, использующий в качестве топлива водород и сжиженный газ), а также *авиационные ядерные силовые установки*. Создан ряд лёгких экспериментальных С., использующих энергию солнечных батарей (см. *Солнечный самолёт*), из которых наиболее известен «Солар челленджер» (США); на нём в 1981 был совершён перелёт Париж — Лондон. Продолжаются постройки демонстрационных С. с мускульным приводом воздушного винта (см. *Мускулолёт*). В 1988 дальность полёта на мускулолёте достигла около 120 км при скорости свыше 30 км/ч.

**Оборудование самолёта.** Обеспечивает пилотирование С., безопасность полёта, создание необходимых условий для жизнедеятельности чл. экипажа и пассажиров и выполнение задач, связанных с назначением С. Для самолётовождения используется пилотажно-навигационное, радиотехническое и радиолокационное оборудование. Для повышения безопасности полёта предназначены противопожарное, аварийно-спасательное, внешнее светотехническое оборудование, противообледенительные и другие системы. В состав системы жизнеобеспечения входят системы кондиционирования воздуха и наддува кабин, кислородное оборудование. Энергопитание систем и агрегатов С. обеспечивают системы электроснабжения, гидравлические и пневматические системы. Целевое оборудование определяется типом С. К нему, например, относятся агрегаты распыления химикатов на сельскохозяйственных С., бытовое оборудование пассажирских С., обзорно-прицельные системы боевых С., разведывательное, противолодочное, десантно-транспортное, поисково-спасательное оборудование, средства радиолокационного дозора и наведения, радиоэлектронной борьбы и т. д. Система отображения информации (приборы, индикаторы, сигнализаторы) обеспечивает экипаж информацией, необходимой для выполнения полётного задания, контроля работы силовой установки и бортового оборудования. На ранних этапах развития С. оборудовались небольшим числом приборов, контролирующих основные параметры полёта (высоту, курс, крен, скорость) и частоту вращения вала двигателя, и могли совершать полёты в условиях визуальной видимости горизонта и наземных ориентиров. Расширение практического использования С., увеличение дальности и высоты полёта требовали создания бортового оборудования, позволяющего выполнять длительные полёты днём и ночью, в сложных метеорологических и географических условиях. В первой половине 30-х гг. были созданы гироскопические средства (авиагоризонт, гирополукомпас), обеспечившие пилотирование по приборам при полёте в облаках, тумане, ночью, а также начали использоваться автопилоты, освободившие лётчика от утомительной работы по поддержанию заданного режима полёта на дальних маршрутах. В конце 20-х гг. начали внедряться самолётные приёмопередающие радиостанции. В 30-х гг. бортовые и наземные радиотехнические средства (радиокомпасы, радиопеленгаторы, радиомаяки, радиомаркёры) стали применяться для определения направления полёта, местонахождения С., а также в первых системах захода на посадку по приборам. Во Вторую мировую войну на боевых С. были применены радиолокаторы, которые использовались для обнаружения целей и навигации. В послевоенные годы значительно расширены функциональные возможности самолётного оборудования, повышены его надёжность и точность. *Пилотажно-навигационное оборудование* создаётся на основе использования разнообразных средств: комбинированных систем определения воздушно-скоростных параметров, доплеровских измерителей путевой скорости и угла сноса, курсовых систем с магнитными, гироскопическим и астрономическими датчиками, радиотехнических систем ближней и дальней навигации, высокоточных инерциальных систем, радиолокационных визиров для уточнения местоположения С. и определения метеорологической обстановки и т. д. Нашли применение более точные системы инструментального (по приборам) захода на посадку, а затем системы автоматической посадки. Для обработки информации и автоматизированного управления работой различных систем С. служат бортовые ЦВМ. На боевых С. бортовые радиолокационные станции широко используются в обзорно-прицельных системах для обнаружения воздушных и наземных целей и наведения на

них управляемых ракет. В этих же целях применяются оптико-электронные системы, включающие тепловизоры, лазерные локаторы и т. п. Возросла информативность средств индикации. Расширяется применение экранной индикации, а также индикаторов на лобовом стекле. Последние позволяют лётчику видеть проецируемую перед ним необходимую информацию, не отвлекаясь от обзора внекабинного пространства на ответственных режимах полёта. Экспериментально отработывались (конец 80-х гг.) экспертные системы помощи экипажу на основе искусственного интеллекта и системы речевого управления. На современных С. компоновка кабины экипажа, выбор оптимального состава и расположение средств отображения информации, пультов управления и т. п. производятся с учётом требований авиационной эргономики.

**Вооружение.** Вооружение военных С. предназначено для поражения живой силы, воздушных, наземных, морских (подводных и надводных) целей и включает (в зависимости от назначения С.) пулемётно-пушечное, бомбардировочное, минно-торпедное, ракетное вооружение. При этом стрелковое и ракетное вооружение может быть наступательным или служить для обороны от истребителей противника (например, на бомбардировщиках, военно-транспортных С.). Становление основных боевых С. (истребителей и бомбардировщиков) относится к периоду Первой мировой войны. Первоначально использовались обычные (армейские) пулемёты. Важным явилось применение синхронизатора, позволяющего вести стрельбу через плоскость вращения воздушного винта. Истребители вооружались неподвижно закреплёнными синхронными пулемётами, а на бомбардировщиках пулемёты устанавливались на поворотных устройствах для организации круговой обороны. Родоначальником бомбардировочной авиации стал самолёт «Илья Муромец» (1913). Его бомбовая нагрузка достигала 500 кг. В период между двумя мировыми войнами было создано специальное пулемётно-пушечное вооружение, отвечающее требованиям авиационного применения (малая масса и габариты, высокая скорострельность, малая отдача, дистанционное управление стрельбой и перезарядкой и т. п.). Новым видом вооружения явились созданные в 30-х гг. неуправляемые реактивные снаряды. Вторая мировая война наглядно продемонстрировала большую роль С. как средства вооружённой борьбы. В первой половине 50-х гг. появились С., вооружённые управляемыми ракетами. Основу ракетного вооружения современные С. составляют управляемые ракеты классов «воздух — воздух» и «воздух — поверхность» с различной дальностью стрельбы и разнообразными методами наведения. Дальность пуска достигает 300 км у ракет «воздух — воздух» и у тактических ракет «воздух — поверхность» (см. *Ракета авиационная*).

В начале 80-х гг. бомбардировщики стали вооружаться стратегическими *крылатыми ракетами* «воздух — поверхность» с дальностью пуска до 2500 км. На лёгких С. ракеты подвешиваются на наружных держателях, а на тяжёлых могут размещаться и внутри фюзеляжа (в том числе на вращающихся барабанах).

**Конструкционные материалы.** Основным материалом для изготовления каркаса большинства первых С. служила древесина, в качестве обшивки применялись ткани (например, перкаль) и фанера, а металл использовался только для соединения различных узлов С., в шасси и в двигателях. В 1912—1915 были построены первые цельнометаллические С. В начале 20-х гг. получили широкое распространение *алюминиевые сплавы*, которые на долгие годы стали основным конструкционным материалом в самолётостроении, благодаря сочетанию важных для летательных аппаратов свойств высокой прочности и малого веса. В сильно нагруженных элементах конструкции (например, в шасси) использовались более прочные стали. Длительное время (вплоть до Второй мировой войны) создавались также С. смешанной (деревянно-металлической) конструкции. С ростом скорости полёта требования к конструкционным материалам возросли из-за повышенной (вследствие *аэродинамического нагрева*) рабочей температуры элементов конструкции. Она близка к температуре торможения воздуха, которая зависит от скорости полёта и определяется соотношением  $T_0 \approx T(1 + 0,2M^2)$ , где  $T$  — температура воздуха. При полете в нижней стратосфере ( $T = 216,65 \text{ К}$ ) числом  $M = 1$ ,

$M_{\infty} = 2$  и  $M_{\infty} = 3$  будут соответствовать значения температуры торможения воздушного потока 260, 390, 607 К (или — 13, 117, 334{°}С). В конструкции самолётов с максимальной скоростью полёта, соответствующей числам  $M_{\infty} = 2—2,2$ , преобладают алюминиевые сплавы. При более высоких скоростях начинают использоваться *титановые сплавы* и специальные стали. Освоение гиперзвуковых скоростей полёта требует применения *жаропрочных сплавов*, «горячих», теплозащищённых или охлаждаемых конструкций (например, с помощью жидководородного топлива, обладающего большим хладоресурсом). С 70-х гг. во вспомогательных конструкциях С. стали использовать *композиционные материалы*, обладающие высокими характеристиками удельной прочности и жёсткости. Изготовление из них силовых элементов позволит существенно повысить весовое совершенство конструкции С. В 80-х гг. был создан ряд лёгких С., практически полностью изготовленных из композиционных материалов. В их числе рекордный самолёт «Вояджер», на котором в 1986 выполнен беспосадочный кругосветный *перелёт* без дозаправки топливом в полёте.

**Управление самолётом.** Было опробовано много схем и компоновок С., прежде чем он стал устойчивым и хорошо управляемым в полёте. *Устойчивость и управляемость* С. в широком диапазоне эксплуатационных условия обеспечивается соответствующим выбором геометрических параметров крыла, оперения, органов управления и его *центровки*, а также автоматизацией управления. Для поддержания заданного режима полёта и изменения траектории движения С. служат управляющие повети (рули управления), которые в традиционном случае включают руль высоты, руль направления и противоположно отклоняемые элероны (см. также *Органы управления*). Управление осуществляется путём изменения аэродинамических сил и моментов при отклонении этих поверхностей. Для отклонения рулей управления лётчик перемещает установленные в кабине рычаги управления — ручку (или штурвал) управления и педали. С помощью ручки управления отклоняются руль высоты (продольное управление) и элероны (поперечное управление), а с помощью педалей — руль направления (путевое управление). Рычаги управления связаны с рулями гибкой (тросовой) или жёсткой проводкой управления. На многих типах С. рычагами управления оборудованы рабочие места двух членов экипажа. Для уменьшения усилий на рычагах управления, необходимых для отклонения рулей, применяют различные виды компенсации возникающего на них шарнирного момента. На установившихся режимах полёта могут потребоваться отклонения рулей для балансировки С. В этом случае для компенсаций шарнирного момента используют вспомогательные рулевые поверхности — *триммеры*. При больших шарнирных моментах (на тяжёлых или сверхзвуковых С.) для отклонения рулей используют гидравлические рулевые приводы. В 70-х гг. нашла применение так называемая *электродистанционная система управления* (ЭДСУ). На С. с ЭДСУ механическая проводка управления отсутствует (или является резервной), а передача сигналов от командных рычагов на исполнительные механизмы отклонения рулей осуществляется по электрокоммуникациям. ЭДСУ имеет меньшую массу и позволяет повысить надёжность путём *резервирования* линий связи. Электродистанционные системы применяются также в системах управления нового типа, основанных на использовании чувствительных датчиков, вычислительной техники и быстродействующих приводов. К ним относятся системы, позволяющие управлять статически неустойчивым С. (такие аэродинамических компоновки дают выигрыш в аэродинамических и весовых характеристиках), а также системы, предназначенные для снижения нагрузок, действующих на С. при маневрировании или в полёте в турбулентной атмосфере, для подавления *флаттера* и т. д. (см. *Активные системы управления*). Новые системы управления открывают возможности реализации необычных форм движения С. в вертикальной и горизонтальной, плоскостях благодаря *непосредственному управлению подъёмной и боковой силами* (без переходных процессов, связанных с предварительным изменением углового положения С. при традиционном управлении), что повышает быстродействие управления и точность пилотирования. В 80-х гг. созданы экспериментальные системы дистанционного управления с использованием волоконно-оптических каналов связи.

**Эксплуатация самолёта.** Для подготовки С. к полёту и осуществления взлёта и посадки

необходимы специально оборудованные *аэродромы*. В зависимости от взлётной массы, типа шасси и взлётно-посадочных характеристик *С.* может эксплуатироваться с аэродромов с естественный, искусственным покрытием и с различной длиной взлетно-посадочной полосы. Грунтовые аэродромы используются главным образом для *С.* местных воздушных линий, сельскохозяйственных *С.*, боевых *С.* передового базирования (истребителей, штурмовиков и т. п.), а также военно-транспортных и грузовых *С.*, имеющих шасси высокой проходимости (с малой удельной нагрузкой на грунт) и мощную механизацию крыла. Для некоторых типов *С.* (тяжёлых бомбардировщиков, магистральных пассажирских *С.* и др.) требуются бетонированные аэродромы, причём необходимая длина взлётной полосы может достигать 3000—4500 м. Подготовка *С.* к полету включает в себя проверку исправности систем и оборудования, заправку топливом, загрузку *С.*, подвеску бомбардировочного и ракетного вооружения и т. п. Полёты пассажирских *С.* контролируются наземными службами УВД и совершаются по специально установленным воздушным трассам с необходимым *эшелонированием*. *С.* многих типов способны выполнять автономный полет. Экипаж *С.* по численности состава и функциям его членов разнообразен и определяется типом *С.* Кроме одного или двух пилотов в него могут входить штурман, бортиженер, бортрадист, стрелки и операторы бортового оборудования, бортпроводники (на пассажирских *С.*) Наибольшую численность экипажа имеют *С.*, оснащённые специальным радиоэлектронным оборудованием (до 10—12 человек на противолодочных *С.*, до 14—17 человек на *С.* дальнего радиолокационного обнаружения). Экипажам военных *С.* обеспечивается возможность аварийного покидания *С.* с помощью парашюта или посредством *катапультирования*. На некоторых типах *С.* для защиты членов экипажа от воздействия неблагоприятных факторов полёта применяется защитное снаряжение, например высотно-компенсирующие и противоперегрузочные костюмы и т. п. (см. *Высотное снаряжение*). Безопасность полётов обеспечивается комплексом разнообразных мероприятий, в том числе: надлежащим нормированием прочности и надёжности конструкции *С.* и его составных частей; оснащением *С.* специальными системами и оборудованием, повышающими надёжность его лётной эксплуатации; резервированием жизненно важных систем; выполнением необходимых лабораторных и стендовых испытаний систем и агрегатов, включая испытания натурных конструкций *С.* на прочность и усталость; проведением лётных испытаний на проверку соответствия *С.* техническим требованиям и *Нормам лётной годности*; тщательным техническим контролем в процессе производства; специальным отбором и высоким уровнем профессиональной подготовки лётного состава; разветвлённой сетью наземных служб УВД; систематическим проведением в процессе эксплуатации профилактических (регламентных) работ с углублённым контролем технического состояния двигателей, систем и агрегатов, заменой их в связи с выработкой установленного ресурса и т. п.

*В. П. Шенкин*

Рис. 1. Широкофюзеляжный пассажирский самолет Ил-96-300: 1 — радиолокационная станция; 2 — кабина экипажа; 3 — аварийный выход; 4 — туалеты; 5 — гардероб; 6 — грузовой люк; 7 — пассажирский салон на 66 мест; 8 — буфет-кухня с лифтом на нижнюю палубу; 9 — гондола двигателя; 10 — пилон; 11 — предкрылок; 12 — крыло; 13 — вертикальная законцовка крыла; 14 — внешний элерон; 15 — внешний закрылок; 16 — внутренний элерон; 17 — пассажирский салон на 234 места; 18 — багажная полка; 19 — грузовые люки; 20 — аварийный выход; 21 — гардероб; 22 — киль; 23 — руль направления; 24 — вспомогательная силовая установка; 25 — руль высоты; 26 — стабилизатор; 27 — туалеты; 28 — входная дверь; 29 — фюзеляж; 30 — грузы (в сетях); 31 — грузы (на поддонах в сетях); 32 — иллюминатор; 33 — тормозной щиток; 34 — внутренний закрылок; 35 — интерцептор; 36 — силовой набор крыла; 37 — створки мотогондолы; 38 — двигатель; 39 — топливные отсеки; 40 — основные опоры шасси; 41 — центроплан крыла; 42 — шпангоут; 43 — входная дверь; 44 — багажный контейнер; 45 — грузовой пол с вращающимися сферическими шасси; 46 — входная дверь; 47 — носовая опора.

Рис. 2. Истребитель МиГ-15: 1 — воздухозаборник; 2 — кабина лётчика; 3 — катапультное кресло; 4 — приёмник указателя скорости; 5 — элерон; 6 — топливный бак; 7 — двигатель; 8 — силовой

набор фюзеляжа; 9 — антенна; 10 — киль; 11 — руль направления; 12 — триммер; 13 — руль высоты; 14 — стабилизатор; 15 — реактивное сопло; 16 — тормозной щиток; 17 — топливный бак; 18 — силовой набор крыла; 19 — основная опора шасси; 20 — носовая опора шасси; 21 — пушки.

**«самолёт»** — одно из первых советских авиастроительных предприятий. Берёт начало от завода, основанного в 1914 в Москве итальянским предпринимателем и конструктором Ф. Моска и строившего самолёты «Фарман IV» (французская модель) и «Моска» (собственная разработка). После национализации (1918) предприятие, ставшее Государственным авиационным заводом №5 и получившее позднее название «Самолёт», занималось ремонтом самолётов, в 1923 освоило изготовление учебного самолёта У-1 (его производство было затем передано на завод «Красный лётчик»), а в 1925 первым в стране приступило к серийному строительству цельнометаллических самолётов (Р-3). Награждено орденом Трудового Красного Знамени РСФСР (1923). В 1927 произошло разделение предприятия: персонал и оборудование, связанные с выпуском самолёта Р-3, передали на завод №22, а на старой территории был образован опытный завод №25, ставший производственно-технической базой КБ *Н. Н. Поликарпова*. Этим КБ, в котором работали также *С. А. Кочеригин*, *А. Н. Рафаэляц*, *В. П. Яценко*, *В. В. Никитин*, *М. К. Тихонравов* и др., в 1927—1929 были созданы самолёты У-2, И-3, Р-5 (см. статью *Поликарпова самолёты*). В 1930 завод №25 вошёл в состав *Московского авиационного завода №39*.

**самолёт вертикального взлёта и посадки** (СВВП) — самолёт, имеющий, в отличие от обычного самолёта, взлетающего с разбегом, практически нулевую скорость отрыва при вертикальном взлёте и нулевую скорость приземления при вертикальной посадке относительно взлётно-посадочной площадки. При околонулевой скорости полёта аэродинамическая подъёмная сила крыла незначительна, поэтому необходимая для осуществления вертикального взлёта и посадки самолёта вертикальная подъёмная сила создаётся его силовой установкой (на взлёте подъёмная тяга силовой установки на 10—20% превышает нормальный взлётный вес СВВП). В крейсерском полёте вес СВВП уравнивается аэродинамической подъёмной силой, горизонтальная тяга обеспечивается той же силовой установкой.

СВВП могут иметь силовые установки различных типов: турбореактивные *подъёмно-маршевые двигатели* (ПМД) с поворотными устройствами, обеспечивающими отклонение вектора тяги ПМД на угол от  $0^{\circ}$  до  $90\text{—}105^{\circ}$  вверх от продольной оси самолёта; малоресурсные *подъёмные двигатели* с малой массой, которые работают при вертикальном взлёте и посадке и не используются на крейсерских режимах полёта; реактивные двигатели в поворотных гондолах на крыле или фюзеляже; турбовентиляторные агрегаты, эжекторные установки, которые размещаются в фюзеляже или крыле и работают на газе, отбираемом от маршевых двигателей; винтомоторные установки с поворотом на  $90^{\circ}$  от продольной оси СВВП всей винтомоторной группы или только воздушных винтов и др. Реактивные ПМД и подъёмные двигатели конструктивно проще и легче винтомоторных и эжекторных установок, турбовентиляторных агрегатов, но большие температуры и скорости истечения реактивных струй у этих двигателей приводят к повышению эрозии покрытия взлётно-посадочной полосы.

СВВП с единой силовой установкой содержат только ПМД, а СВВП с составной силовой установкой — как ПМД, так и подъёмные двигатели. СВВП с отдельной силовой установкой содержат маршевые двигатели, создающие горизонтальную тягу, и подъёмные двигатели, обеспечивающие вертикальную тягу. ПМД СВВП с единой или составной силовой установкой используются для создания тяги как на режимах вертикального взлёта и посадки, так и на крейсерских режимах. Наиболее тяжёлой оказывается отдельная силовая установка СВВП с подъёмными двигателями, тяга которых несколько больше веса СВВП. ПМД обеспечивает улучшение манёвренных характеристик СВВП благодаря возможности использования поворота вектора тяги двигателей в полёте. Поворот вектора тяги вверх от продольной оси СВВП приводит к увеличению нормальной перегрузки и, как следствие, к уменьшению радиуса кривизны траектории движения СВВП при выполнении манёвров, а также к увеличению интенсивности его

торможения. В дополнение к аэродинамическим рулям, которые неработоспособны на околонулевых скоростях, СВВП оснащаются газодинамической системой управления углами крена, тангажа и рыскания на режимах вертикального взлёта и посадки.

При компоновке СВВП с двигателями (или другими устройствами создания тяги), выходные устройства которых разнесены относительно центра масс самолёта, управляющие моменты создаются дифференциальным изменением вектора тяги двигателей, симметрично расположенных относительно центра масс, например посредством изменения режима работы двигателей или отклонения их поворотных устройств. В случае компоновки СВВП с выходными устройствами двигателей, расположенными вблизи центра масс, управляющие моменты создаются струйными рулями, которые, как правило, работают на сжатом воздухе, отбираемом от компрессора двигателя. Для увеличения управляющих моментов струйные рули разнесены по концам крыла и фюзеляжа (см. *Газодинамическое управление*).

Поскольку подъёмная тяга и управляющие моменты СВВП на режимах вертикального взлёта и посадки обеспечиваются силовой установкой, то для СВВП характерно увеличение относительной массы силовой установки и уменьшение относительной массы полезной нагрузки (топлива и груза). При взлёте с коротким разбегом полезная нагрузка самолёта такого типа может быть увеличена, а после израсходования топлива в полёте и сброса боевой нагрузки тяговооружённость может быть более единицы, и, следовательно, возможна вертикальная посадка (летательный аппарат с заложенными в него такими проектными возможностями может использоваться как СВВП и как самолёт короткого взлёта и вертикальной посадки).

Первые практические СВВП были созданы в 1960-х гг. (английский «Харриер» фирмы «Хокер Сидли», советский Як-38 ОКБ А. С. Яковлева).

*Лит.:* Володин В. В., Лисейцев Н. К., Максимович В. З., Особенности проектирования реактивных самолетов вертикального взлета и посадки, М., 1985; Хаффер К., Закс Г., Техника вертикального взлета и посадки; пер. с нем., М., 1985.

*А. И. Нелюбов*

**самолет короткого взлёта и посадки** (СКВП) — самолёт, отличающийся меньшими (по сравнению с обычными самолётами данного класса) скоростями отрыва и приземления и соответственно меньшими длинами разбега и пробега (принято считать, что потребная длина взлетно-посадочной полосы для СКВП лежит в пределах 400—600 м).

Для осуществления режима короткого взлёта необходимы значит, увеличение несущих свойств крыла и высокая *тяговооружённость*. Несущие свойства могут быть увеличены благодаря использованию *энергетической механизации* крыла (по сравнению с несущими свойствами крыла с обычной взлётно-посадочной механизацией). На СКВП нашли применение системы обдува крыла и закрылков струями двухконтурных или турбовинтовых двигателей. При обдуве верхней поверхности механизированного крыла струя поворачивается вслед за отклонённым закрылком (эффект Коандэ). При этом появляется вертикальная составляющая тяги двигателя, увеличивающая несущие свойства крыла. Кроме того, из-за воздействия струи на крыле возникает дополнительная аэродинамическая подъёмная сила (эффект суперциркуляции). Аналогичными причинами объясняется увеличение подъёмной силы при обдуве снизу струёй двигателей отклонённых щелевых закрылков. Увеличение несущих свойств крыла приводит к уменьшению скорости отрыва и длины разбега.

Возрастание лобового сопротивления самолёта (вследствие отклонения закрылков) и использование части тяги двигательной установки для создания вертикальной составляющей тяги обуславливают необходимость иметь более высокую по сравнению с обычными самолётами тяговооружённость.

При посадке закрылки и струя двигателя (при меньшей, чем на взлёте, тяге) отклоняются на

большой угол, обеспечивая необходимую подъёмную силу при уменьшении посадочной скорости, что приводит к сокращению посадочной дистанции. СКВП должны иметь меньшую нагрузку на крыло, чем обычные самолёты. При базировании на традиционных аэродромах СКВП могут иметь большую целевую нагрузку или увеличенный запас топлива.

Важной проблемой для СКВП является обеспечение удовлетворительных характеристик устойчивости и управляемости на режимах взлёта и посадки. Меньшие взлётно-посадочные скорости, большие моменты тангажа, создающиеся при обдуве закрылков, особенности, возникающие при отказе двигателя (большие моменты крена и рысканья), требуют повышенной *эффективности органов управления*.

Режим короткого взлёта могут иметь также *самолёты вертикального взлёта и посадки* (СВВП). В этом случае самолёт может начать разбег при горизонтальном направлении вектора тяги *подъёмно-маршевого двигателя*. Перед отрывом самолёта от поверхности вектор тяги отклоняется на нужный угол, а после набора скорости снова принимает горизонтальное направление. Режим короткого взлёта по сравнению с вертикальным взлётом позволяет существенно увеличить целевую (боевую) нагрузку и запас топлива. При корабельном базировании при заданной длине разбега целевая нагрузка и запас топлива могут быть дополнительно увеличены путём использования трамплина для взлёта.

К СКВП относятся транспортный самолёт Ан-72 и американские экспериментальные самолёты Боинг УС-14 и Макдоннелл-Дуглас УС-15.

*К. Г. Микеладзе*

**самолет радиолокационного дозора и наведения** — самолёт, оснащённый радиолокационной станцией кругового обзора, средствами обработки и передачи информации и средствами наведения. Предназначается для получения, обработки и передачи информации о воздушной обстановке на наземные (корабельные) командные пункты и наведения истребителей-перехватчиков на воздушные цели. **С. р. д. и н.** могут использоваться для обнаружения наземных (надводных) целей, наведения на них ударных летательных аппаратов, а также для управления воздушным движением. Преимущества **С. р. д. и н.** перед наземными (корабельными) радиолокационными станциями: практическое отсутствие ограничения дальности обнаружения воздушных целей по высоте полёта, высокая мобильность, меньшая уязвимость от различных средств поражения.

В состав оборудования **С. р. д. и н.** входят импульсно-доплеровская радиолокационная станция обнаружения, радиолокационная система опознавания, ЭВМ обработки данных, аппаратура отображения воздушной обстановки и наведения истребителей, связи и передачи данных, навигации, встроенного контроля и т. п. **С. р. д. и н.** подразделяют: по месту базирования — на палубные и наземного базирования; по компоновке — на самолёты с внутрифюзеляжным и наружным (см. рис.) размещением антенны радиолокационной станции. **С. р. д. и н.** создаются на базе серийных пассажирских, военно-транспортных, противолодочных и других самолётов с большой продолжительностью полёта. Особенности конструкции **С. р. д. и н.** связаны с необходимостью размещения крупногабаритных антенн (площадь от 4 до 10 м<sup>2</sup>), дополнительных топливных баков, сложного радиоэлектронного оборудования (масса от 4 до 16 т), многочисленного экипажа (от 5 до 17 человек) и обеспечения большой длительности патрулирования (14—15 ч).

Первые **С. р. д. и н.** были разработаны в 50-х гг. Основные зарубежные **С. р. д. и н.** 80-х гг. — Грумман Е-2С, Боинг Е-3 (США), А-50 (СССР).

*С. С. Руденко*

Размещение радиоэлектронного оборудования на самолёте Е-3А с наружной антенной радиолокационной станции: 1 — пульт управления аппаратурой связи; 2 — аппаратура связи; 3 —

ЭВМ обработки данных; 4 — пульт оператора ЭВМ; 5 — аппаратура отображения и наведения; 6 — пульт дежурного офицера; 7 — пульт технического обслуживания; 8 — приёмник и цифровой вычислитель радиолокационной станции; 9 — коротковолновые антенны; 10 — антенна радиолокационной станции; 11 — антенны системы опознавания и УКВ связи; 12 — аппаратура опознавания; 13 — передающее устройство радиолокационной станции.

**самолёт с крылом изменяемой в полете стреловидности.** Возникшая потребность в многоцелевых и, следовательно, многорежимных (в основном боевых) самолётах привела к необходимости создать летательный аппарат, аэродинамические свойства которого удовлетворяли бы самым различным, часто противоречивым, требованиям (рис. 1). Широкая номенклатура и значительная масса боевой нагрузки при приемлемой длине взлетно-посадочной полосы предполагают использование толстого прямого крыла с эффективной щелевой механизацией. Для достижения большой дальности и продолжительности полёта на высоте на больших дозвуковых скоростях (*Маха* число полёта  $M_{\infty} = 0,7—0,9$ ) необходимо относительно толстое крыло с достаточно большим удлинением и небольшой стреловидностью; для продолжительного полёта на малых высотах при  $M_{\infty} \approx 0,7$  оптимально крыло умеренных удлинения и стреловидности с большой удельной нагрузкой. Наиболее высокие манёвренные характеристики на до- и околозвуковых скоростях обеспечивает крыло умеренных удлинения и стреловидности с наплывом, обладающее высокими несущими свойствами и *аэродинамическим качеством* на больших углах атаки. При сверхзвуковых скоростях эффективно тонкое крыло малого удлинения с большой стреловидностью; на малых высотах при предельных *скоростных напорах* оптимально крыло относительно малой площади с низкими несущими свойствами.

Требуемый характер изменения геометрических характеристик крыла (удлинение, *угол стреловидности*  $\{\{\chi\}\}$ , *относительная толщина*) и связанных с ними аэродинамическими и лётно-техническими характеристик обеспечивается изменением угла стреловидности в плоскости от режима полёта (рис. 2).

Поворот консолей крыла, однако, сопряжен со значительным смещением *фокуса аэродинамического*. Это неблагоприятное явление, затрудняющее *балансировку* летательного аппарата и ухудшающее его *устойчивость и управляемость*, устраняется размещением поворотного шарнира вне фюзеляжа в неподвижном наплыве (Рис. 3). Конструктивные особенности **С. с. к. и. в. п. с.** — наличие поворотного шарнира, привода поворота консолей, относительно большое строительное удлинение консолей крыла, наличие поворотных подкрыльевых пилонов для размещения подвесного вооружения (чтобы при изменении стреловидности крыла сохранить их ориентацию по потоку) — приводят к увеличению массы конструкции по сравнению с самолётом, имеющим неподвижное крыло, и выигрыши в дальности полёта и манёвренных характеристиках несколько снижаются. Особенностью управления **С. с. к. и. в. п. с.** является комбинированное использование интерцепторов (при малой стреловидности) и дифференциальное отклонение стабилизатора (в основном при большой стреловидности) для создания крена.

Первые серийные **С. с. к. и. в. п. с.** — Дженорал дайнамикс F-111А (США) — см. рис. в таблице XXXIV и МиГ-23 (СССР) — см. рис. в таблице XXVIII.

*Р. Д. Иродов. Л. А. Курочкин*

Рис. 1. Изменение конфигурации самолёта в зависимости от высоты  $H$  полета и  $M_{\infty}$ : 1 — взлёт, посадка; 2 — крейсерский режим полёта; 3 — маневр; 4 — сверхзвуковой бросок; 5 — сверхзвуковой полёт на большой высоте. Сплошная кривая ограничивает область допустимых режимов полёта. На вставке — зависимости удлинения  $\{\{\lambda\}\}$  и относительной толщины  $\{\{c\}\}$  крыла от угла стреловидности  $\{\{\chi\}\}$ .

Рис. 2. Зависимости максимального значения аэродинамического качества  $K_{\max}$  перегрузки  $n_{y \text{ уст}}$ , в

установившемся полёте при максимальной тяге двигателей от  $M_{\infty}$  при различных значениях  $\chi$  (точки — результаты экспериментов).

Рис. 3. Зависимость разности относительных координат  $\Delta = x F_{\chi} - x F_{\chi} = 15^{\circ}$  положения аэродинамического фокуса  $\chi$  при различных относительных смещениях  $z_{\mu}$  центра вращения шарнира:  $1 - z_{\mu} = 0,17$ ;  $2 - z_{\mu} = 0,3$ .

**самолет укороченного взлёта и посадки** — устаревшее название *самолёта короткого взлёта и посадки*, применявшееся в 60-х—начале 80-х гг.

**самолет-амфибия** — см. *Амфибия*.

**самолет-заправщик** — самолёт, предназначенный для дозаправки топливом в воздухе других летательных аппаратов (см. *Закрепка топливом в полёте*).

**самолетный спорт** — один из видов *авиационного спорта*, заключающийся в состязании лётчиков в выполнении *фигур пилотажа*, а также установлении рекордов скорости, высоты, дальности, продолжительности полёта, *скороподъёмности* и грузоподъёмности на самолётах (в том числе на *спортивных самолётах*).

**С. с.** зародился в начале XX в., когда созданная в 1905 в Париже *Международная авиационная федерация* (ФАИ) стала пропагандировать состязательные полёты на летательных аппаратах. В 1909 близ Парижа проведена первая международная авиационная неделя; в соревнованиях участвовал 21 лётчик. Наибольшую дальность полёта показал *А. Фарман* (180 км); *Л. Блерио* на дистанции 10 км развил скорость 76,9 км/ч, а *Х. Латам* поднялся на высоту 155 м. Созданный в Петербурге Всероссийский аэроклуб (1908) провёл в 1910 международную авиационную неделю, в ходе которой *Н. Е. Попов* установил мировые рекорды высоты (600 м) и продолжительности полёта (2 ч 4 мин).

В СССР **С. с.** в 20—30-х гг. не получил широкого распространения. Соревнования носили эпизодический характер и проводились аэроклубами отд. городов. Развитие **С. с.** связано с деятельностью массовых добровольных обществ — *Общества друзей воздушного флота*, *Осоавиахима* (впоследствии — с ДОСААФ СССР). Первые всесоюзные соревнования на спортивных самолётах с порневыми двигателями состоялись в 1949 и с тех пор проводились ежегодно. Им предшествовали клубные, зональные, республиканские, межведомственные состязания. Организационный уровень соревнований возрос после создания в 1959 Федерации авиационного спорта СССР (в её составе — самолётного комитета), которая в 1960 вступила в международную комиссию ФАИ по высшему пилотажу (СИВА). В 1965 образована самостоятельная Федерация самолётного спорта СССР.

Подготовка спортсменов по **С. с.** проводилась в аэроклубах и авиаспортклубах ДОСААФ, в которых начинающие лётчики проходили курс теоретической и практической учёбы, совершали самостоятельные полёты, сдавали разрядные нормы. В СССР до 1990 были подготовлены десятки тысяч лётчиков-перворазрядников, свыше 2600 мастеров спорта СССР, 70 мастеров спорта СССР международного класса, 30 заслуженных мастеров спорта СССР.

По **С. с.** один раз в два года проводятся чемпионаты мира (с 1960) и чемпионаты Европы (с 1977). На этих чемпионатах мужчины и женщины выступают по одной программе и разыгрывают упражнения: обязательный комплекс (18—20 фигур высшего пилотажа); произвольный комплекс, составленный самим спортсменом не более чем из 18 фигур; неизвестный («тёмный») комплекс, составленный членами жюри из 16—18 фигур и выдаваемый спортсмену не менее чем за 12 ч до полётов; финальный произвольный комплекс, который выполняют пилоты, вышедшие в финал (30% мужчин и 50% женщин, набравших больше очков по сумме трёх упражнений). Комплексы выполняются в ограниченном воздушном пространстве в пределах 100—1000 м по высоте и в квадрате на земле размером 1000×1000 м. Оценка производится бригадой судей по

десятибалльной системе.

За рубежом **С. с.** наиболее развит в США, Чехословакии, ФРГ, Франции, Швейцарии, Великобритании. Чемпионаты мира по высшему пилотажу проводились: в Венгрии (1960), Чехословакии (1962), Испании (1964), СССР (1966), ГДР (1968), Великобритании (1970), Франции (1972), СССР (1976), Чехословакии (1978), США (1980), Австрии (1982), Венгрии (1984), Великобритании (1986), Канаде (1988), Швейцарии (1990). На них разыгрывалось как личное, так и командное первенство. Команда мужчин, занявшая первое место, награждалась переходящим *Нестерова кубком* (с 1960). Сборная команда СССР этот кубок завоёвывала в 1964, 1966, 1976, 1982, 1986. Абсолютному чемпиону мира (мужчине) с 1970 вручается *Арести кубок*. Абсолютными чемпионами мира были советские спортсмены В. Д. Мартемьянов и Г. Г. Корчуганова (1966), И. Н. Егоров и С. Е. Савицкая (1970), В. С. Лецко и Л. С. Леонова (1976), В. К. Яикова (1978), В. В. Смолин (1982), Х. Х. Макагонова (1984), Л. Г. Немкова (1986), Н. В. Сергеева (1990). См. также *Рекорды авиационные*.

*К. Г. Нажмудинов*

**самолет-ретранслятор** — самолёт, используемый для увеличения дальности радиосвязи в диапазоне УКВ. Выполняет приём, усиление и передачу усиленных радиосигналов при помощи приёмопередающей радиоретрансляционной аппаратуры, установленной на его борту. В качестве такой аппаратуры может служить бортовая радиостанция соответствующего диапазона частот, при помощи которой лётчик или другой член экипажа **С.-р.** осуществляет приём, запоминание и передачу сообщений. Более высокая оперативность ретрансляции достигается применением на **С.-р.** автоматической радиоретрансляционной станции, управляемой оператором или дистанционно по командам с наземных пунктов через специальные радиоканалы. Радиоретрансляционные станции могут быть одно- и многоканальными. Для устранения взаимных помех при одновременном приёме и передаче радиосигналов обычно применяют их частотное разделение. Минимально необходимая высота полёта **С.-р.** зависит от требуемой дальности УКВ радиосвязи, а также от высоты полёта летательного аппарата, с которым осуществляется ретрансляционная радиосвязь.

**самонаведение на цель** — разновидность автоматического наведения, отличающаяся тем, что координаты цели относительно летательного аппарата (ракеты или самолёта), необходимые для формирования управления, определяются с помощью устройства, установленного непосредственно на летательном аппарате. Такими устройствами (так называемыми координаторами цели) на ракетах являются *головки самонаведения*, на самолётах — бортовые радиолокационные или оптико-локационные станции. Наиболее распространённым способом построения системы **С.** ракет является метод «пропорциональной навигации», при котором управление изменением траектории строится так, чтобы возникающая *перегрузка* была пропорциональной угловой скорости линии визирования. Система **С.**, реализующая данный способ, представляет последовательное соединение координатора цели; фильтра-вычислителя, сглаживающего случайные ошибки измерения относительных координат и формирующего заданную перегрузку; контура стабилизации (включает ракету с автопилотом), обеспечивающего воспроизведение перегрузки. При **С.** на малоподвижную цель управление ракетой может быть построено на основе метода «погони», при котором перегрузка направлена в сторону уменьшения пеленга. **С.** самолёта осуществляется с учётом угловой скорости линии визирования и *пеленга*, а соотношение между этими величинами выбирается таким образом, чтобы обеспечить минимальную ошибку *прицеливания*.

**санитарная авиация** — служба системы здравоохранения нашей страны, использующая самолёты и вертолёты гражданской авиации для медицинского обслуживания населения путём оказания экстренной помощи на местах либо эвакуации больных в специализированные лечебные учреждения. Кроме того, **С. а.** оказывает планово-консультативную помощь врачам районных и участковых больниц, участвует в проведении срочных санитарных и противоэпидемических

мероприятий и т. д. В СССР **С. а.** была организована в 1930 при исполкоме Красного Креста и Красного Полумесяца. Первый *санитарный летательный аппарат* создан в 1927.

**санитарный летательный аппарат** — предназначается для экстренной воздушной перевозки больных и раненых, а также сопровождающего их медперсонала с комплексом санитарных средств. В **С. л. а.** обеспечивается размещение больных на носилках или сидя, а также возможность оказания им необходимой помощи медперсоналом во время полёта. В качестве **С. л. а.** преимущественно используются специализированные модификации многоцелевых самолётов и вертолётов. Пилотажно-навигационное и радиосвязное оборудование **С. л. а.** позволяет им совершать полёт по заданному маршруту, а взлётно-посадочные характеристики и устройство шасси — посадку на выбранную с воздуха площадку с мягким грунтом и взлёт с неё.

Эвакуация раненых и больных при помощи авиации была впервые осуществлена во Франции (1917) в период Первой мировой войны. Первый в СССР специализированный санитарный самолёт К-3 был создан в 1927 в КБ *К. А. Калинин* в Харькове (см. *Калинина самолёты*). Самолёт (рис. 1) перевозил одного медработника с комплексом санитарных средств и двух больных на носилках или четырёх на сиденьях. Носилки системы А. Ф. Лингарта размещались друг над другом и крепились на специальных стойках и подвесках. К-3, как и его облегчённый вариант К-4, успешно применялся в санитарной авиации СССР. Здесь использовались также самолёты *Ш-2* В. Б. Шаврова, С-1, С-2, С-3, По-2С и По-2Л Н. Н. Поликарпова, АИР-6, Як-12С, Як-12М и Як-12\_А. А. С. Яковлева, САМ-5 А. С. Москалёва; широкое применение нашёл самолёт Ан-2С О. К. Антонова. В 1980 в ОКБ Антонова создан санитарный самолёт Ан-26М с реанимационно-хирургической палатой (рис. 2), палатой интенсивной терапии и отсеком медперсонала. Система кондиционирования воздуха поддерживает в палатах заданные температуру и давление. Оснащение палат позволяет медперсоналу из трёх-четырёх человек производить широкий комплекс реанимационно-хирургических и лечебных мероприятий как на земле, так и в полёте.

В США с 1969 эксплуатируется военный самолёт С-9А, выполненный на базе пассажирского самолёта Макдоннелл-Дуглас DC-9.

Первый в СССР санитарный вертолёт был вариантом лёгкого вертолёта Ми-1 М. Л. Миля. Он имел две подвешенные по бокам фюзеляжа легкосъёмные гондолы для перевозки больных (по одному на носилках в каждой гондole). Гондолы посредством туннеля соединялись с кабиной, в которой размещался столик для инструментов и медикаментов. Подобные гондолы использованы и на санитарных вариантах вертолётов Ка-15М и Ка-18 Н. И. Камова. На санитарных вариантах вертолётов Ми-2, Ми-4, Ми-8Т, Ми-17 (рис. 3) и Ка-25К больные размещаются внутри кабины, причём кабины вертолётов Ми-8ТМ и Ми-17 оборудованы как операционные.

*Л. Н. Воловик*

Рис. 1. Санитарный самолёт К-3.

Рис. 2. Реанимационно-хирургическая палата самолёта АН-20М

Рис. 3. Летающий пункт неотложной медицинской помощи на борту вертолёта.

**Сантос-Дюмон** (Santos-Dumont) Альберто (1873—1932) — бразильский воздухоплаватель, пилот и авиаконструктор, один из пионеров авиации. Сын богатых кофейных плантаторов, **С.-Д.** с 1898 жил в Париже. Летал на воздушных шарах, построил несколько дирижаблей мягкой или полужёсткой конструкции, на дирижабле №6 в октябре 1901 совершил полёт вокруг Эйфелевой башни, выиграв крупный приз. На своём самолёте № 14bis (рис. в таблице III) с поршневым двигателем мощностью 37 кВт, коробчатыми крылом и передним оперением 23 октября 1906 пролетел 60 м, завоевав приз за полёт на расстояние свыше 25 м, а 12 ноября 1906 — 220 м на высоте до 6 м за 21,2 с (первый официально зарегистрированный ФАИ полёт в Европе). **С.-Д.** принадлежит и первый официальный европейский рекорд скорости по прямой — 41,29 км/ч. Позже создал ряд самолётов, в том числе миниатюрный моноплан «Демуазель» (рис. в табл. III) с

поршневым двигателем мощностью 15 кВт и взлётной массой 143 кг (1907), прообраз так называемой авиетки (до 1910 построено около 15 самолётов этого типа в улучшенных вариантах). В 1928 С.-Д. вернулся в Бразилию, где покончил жизнь самоубийством, вызванным продолжительной тяжёлой болезнью. Портрет см. на стр. 495.

**саратовский авиационный завод** — берёт начало от завода комбайнов, образованного в конце 1931. Авиационное производство завод (№292) развернул в 1938 (самолёт P-10). В годы Великой Отечественной войны завод выпустил 8721 истребитель Як-1 и 4848 истребителей Як-3. В дальнейшем строил учебно-тренировочный самолёт Як-11, боевые самолёты *Ла-15*, *МиГ-15*, Як-25, Як-27, Як-36, Як-38, вертолёт *Ми-4*, пассажирские самолёты Як-40, Як-42. Предприятие награждено орденами Ленина (1942), Октябрьской Революции (1982), Трудового Красного Знамени (1945).

**«САС»** (SAS, Scandinavian Airlines System) — объединённая авиакомпания трёх скандинавских стран: Швеции, Дании и Норвегии. Осуществляет перевозки внутри этих стран, между ними, в страны Европы, Африки, Ближнего и Дальнего Востока, а также в Россию, США, Канаду. Основана в 1946. В 1989 перевезла 14 миллионов пассажиров, пассажирооборот 15,51 миллиардов пассажиро-км. Авиационный парк — 119 самолётов.

**«Саудиа»** (Saudia, Saudi Arabian Airlines) — национальная авиакомпания Саудовской Аравии. Осуществляет перевозки внутри страны и в страны Западной Европы, Африки, Азии, Ближнего Востока, а также в США. Основана в 1945. В 1989 перевезла 10,57 миллионов пассажиров, пассажирооборот 16,24 миллиардов пассажиро-км. Авиационный парк — 84 самолёта.

**«Саундерс-Ро»** — см. «Сондерс-Ро».

**«Саут Африкан Эрэйс»** (SAA, South African Airways) — авиакомпания ЮАР. Осуществляет перевозки внутри страны, а также в страны Западной Европы, Южной Америки, Африки, Ближнего и Дальнего Востока. Основана в 1934. В 1989 перевезла 5,4 миллионов пассажиров, пассажирооборот 9,12 миллиардов пассажиро-км. Авиационный парк — 39 самолётов.

**«Саутуэст Эрлайнс»** (Southwest Airlines) — авиакомпания США. Осуществляет внутренние перевозки. Основана в 1967 под названием «Эр саутуэст», современное название с 1971. В 1989 перевезла 20,3 миллионов пассажиров, пассажирооборот 15,04 миллиардов пассажиро-км. Авиационный парк — 94 самолёта.

**Сафонов** Борис Феоктистович (1915—1942) — советский лётчик, подполковник, дважды Герой Советского Союза (1941; 1942, посмертно). В Красной Армии с 1933. Окончил 1-ю Военную школу пилотов (1934). Участник Великой Отечественной войны. В ходе войны был командиром эскадрильи, командиром истребительного авиаполка, командиром смешанного авиаполка ВВС Северного флота. Совершил 224 боевых вылета, сбил лично 30 и в составе группы 3 самолёта противника. Погиб в бою. Награждён орденом Ленина, 3 орденами Красного Знамени, а также британским орденом. Именем С. назван посёлок городского типа в Мурманской области. Бронзовый бюст в с. Синявино Тульской области. Портрет см. на стр. 508.

Лит.: Хаметов М. И., В небе Заполярья, М., 1983.

**Б. Ф. Сафонов.**

**СБ** — обозначение в ВВС СССР скоростного бомбардировщика АНТ-40, спроектированного бригадой А. А. Архангельского под руководством А. Н. Туполева (см. в статье Ту).

**сбалансированная длина взлетно-посадочной полосы** — характеристика многодвигательного самолёта, определяющая минимальную протяжённость взлетно-посадочной полосы, с которой может осуществляться его взлёт. На взлетно-посадочной полосе такой длины при отказе двигателя критического обнаруженного на скорости принятия решения, имеется возможность осуществить продолженный взлёт или прерванный взлёт с требованиями Норм лётной годности.

**сборка авиационных конструкций** — комплекс работ по установке и соединению составных частей летательного аппарата. Основные этапы С. — подготовка сборочной оснастки и оборудования, установка деталей и составных частей летательного аппарата и установка их в заданное чертежами положение, выполнение соединений (клёпаных, болтовых, сварных, паяных, клеевых, клееклёпаных, клеесварных и других), герметизации топливных и воздушных отсеков, разделка поверхностей разъемов и стыков, отработка кинематики подвижных агрегатов, регулировка различных механизмов, нивелировка взаимного положения агрегатов. В зависимости от способа базирования и последовательности установки отдельных частей летательного аппарата различают следующие методы С.: по поверхностям сопрягаемых деталей, по разметке деталей, по сборочным отверстиям в деталях и по базовым отверстиям в них; по лазерным лучам; по поверхностям оснастки; от поверхности каркаса собираемого отсека или агрегата; от наружных и внутренней поверхностей их обшивок.

С. по поверхностям сопрягаемых деталей применяется для соединения частей летательного аппарата, состоящей из жестких деталей (узлы шасси, агрегаты системы управления полётом, механизмы управления взлётно-посадочными устройствами и др.), точность и взаимозаменяемость которых обеспечиваются системой допусков и посадок с применением универсальных измерительных средств. С. по разметке наиболее часто осуществляют при производстве единичных летательных аппаратов или первых экземпляров серии. С. по сборочным отверстиям применяется в основном при изготовлении следующих узлов: нервюр, шпангоутов, лонжеронов, балок, панелей. По базовым отверстиям ведут С. панелей и секций, а также отсеков и агрегатов, конструкция которых позволяет ввести части сборочной оснастки внутрь собираемой конструкции. С помощью лазерных лучей выполняют стыковку секций, отсеков или агрегатов, установку балок пола, оборудования интерьера пассажирских кабин и т. п. С. по базовым поверхностям оснастки (в основном опор и упоров) широко используют при изготовлении плоских каркасных узлов (нервюр, шпангоутов, лонжеронов, балок и др.). С. от поверхности каркаса применяется при изготовлении отсеков и агрегатов планёра летательного аппарата, к точности аэродинамических обводов которых не предъявляется высоких требований. С. от наружной поверхности обшивки применяется преимущественно в производстве высокоскоростных летательных аппаратов, при С. крыла, киля, стабилизатора и их составных частей, к точности обводов которых предъявляются повышенные требования. С. от внутренней поверхности обшивки применяется при изготовлении отсеков и агрегатов средних и тяжёлых самолётов. По точности этот метод уступает методу С. от наружной поверхности обшивки, но требует меньших производственных площадей. При этом сокращаются трудоёмкость, а также стоимость, продолжительность проектирования и изготовления сборочной оснастки, а также стоимость самой С.

По составу сборных частей различают узловую, панельную, секционную, агрегатную и общую С.; по составу применяемой оснастки — стапельную и внестапельную сборку. К стапельной относится С. с применением стационарной сборочной оснастки — сборочных приспособлений и стапелей, а к внестапельной — без применения стационарной сборочной оснастки.

По степени законченности частей летательного аппарата различают предварительную и окончательную С. Предварительная С. применяется главным образом при изготовлении сборных частей летательного аппарата с внутришовной герметизацией. С. может быть с частичной и полной взаимозаменяемостью. В зависимости от степени механизации и автоматизации С. подразделяют на ручную, механизированную и автоматизированную. В зависимости от последовательности установки составных частей С. может быть последовательной, параллельной и параллельно-последовательной; по наличию или отсутствию перемещения составных частей летательного аппарата в процессе С. — стационарной и подвижной.

По форме организации сборочного процесса различают непоточную, поточную, стендовую, поточно-стендовую С. Поточная С. частей летательного аппарата ведётся с регламентированным ритмом их выпуска, на специализированных рабочих местах, расположенных по ходу

технологического процесса. Стендовая С. частей летательного аппарата осуществляется на сборочных стендах, оснащённых средствами механизации и автоматизации технологических операций, При поточно-стендовой С. части летательного аппарата, расположенные на стендах, собираются в условиях поточной организации С. Для уменьшения объёма подгоночных работ при С. частей летательного аппарата, содержащих сопрягаемые по большой площади жёсткие детали, особенно из труднообрабатываемых материалов, применяются полимерные компенсирующие наполнители, которые в процессе С. наносятся на одну из сопрягаемых деталей и при их соединении выполняют роль идеально подогнанной прокладки (компенсатора).

Лит.: Григорьев В. П., Сборка клепаных агрегатов самолетов и вертолетов, М., 1975; Технология самолетостроения, 2 изд., М., 1982; Сборка агрегатов самолета, М., 1988.

П. Н. Белянин, А. И. Бабушкин, Н. М. Пархоменко, М. Е. Уланов.

**сборочная оснастка** — устройства для установки деталей и подборок в заданное чертежом положение при сборке нежёстких частей летательного аппарата.

Агрегаты летательных аппаратов (крылья, фюзеляжи, кили, стабилизаторы, пилоны, мотогондолы, воздухозаборники) и их отсеки собирают в стапелях (см. рис.); секции (носовые, средние и хвостовые части отсеков крыла, верхние, боковые и нижние части фюзеляжа и др.) и узлы (панели, шпангоуты, нервюры, лонжероны и др.) — в сборочных приспособлениях.

Сборку частей летательных аппаратов одного типоразмера (панелей, шпангоутов, нервюр, отсеков и агрегатов) осуществляют в специальной С. о. Для сборки группы однотипных секций и узлов летательных аппаратов служит специализированная (групповая) С. о.

Составные части С. о.: каркасные (несущие), фиксирующие, зажимные, установочные, а также вспомогательные элементы — механизации, обслуживания и энергоснабжения. Каркас воспринимает все статические и динамические нагрузки и обеспечивает жёсткость и прочность всей конструкции. Он состоит из колонн (чугунные или железобетонные блоки), стоек, швеллеров, кронштейнов, основания, фундаментной плиты. Фиксирующими и зажимными элементами служат фиксаторы с зажимами, плиты разъёмов, ложементы, опоры и т. п., обеспечивающие требуемое по чертежу положение деталей, узлов, отсеков, входящих в собираемый агрегат летательного аппарата. Установочные элементы (стаканы, вилки, плиты с сеткой координатных отверстий и т. п.) монтируются на каркасе с помощью специального цемента и служат базой для фиксирующих и зажимных частей. Элементы механизации осуществляют передвижение плит разъёмов и балок, подъём и опускание ложементов. Элементы обслуживания (настилы, стремянки, лестницы) обеспечивают достижение любой зоны сборки при работе на С. о. К элементам энергоснабжения относятся все электро-, пневмо- и гидрокommunikации для подвода соответствующих видов энергии к рабочим местам, механизированному инструменту, устройствам механизации.

Д. П. Пуцын.

Стапель: 1 — каркасные элементы; 2 — установочные элементы; 3 — фиксирующие и зажимные элементы.

**сваливание** — критический режим летательного аппарата, при котором возникает самопроизвольное аperiодическое или колебательное с возрастающей амплитудой боковое движение летательного аппарата относительно какой-либо одной или обеих (продольной и нормальной) осей координат, не парируемое обычными методами пилотирования без уменьшения угла атаки. С. принадлежит к одному из явлений, наряду с бафтингом, колебаниями по крену и др., сопровождающих выход летательного аппарата на большие углы атаки, то есть на углы атаки, где происходят перестройка структуры обтекания и, как следствие, значительное изменение аэродинамических характеристик. С. дозвукового летательного аппарата с прямыми крыльями и крыльями малой стреловидности связано главным образом с самовращением и начинается вблизи критических углов атаки. С. самолётов с треугольными крыльями, крыльями умеренной и

большой стреловидности может начинаться на углах атаки значительно меньших, чем углы атаки, где коэффициент подъёмной силы достигает максимального значения, и вызывается потерей боковой устойчивости. Основными причинами, определяющими С. таких самолётов, являются потеря путевой статической устойчивости ( $m^{\beta}_y > 0$ ), уменьшение запаса поперечной статической устойчивости ( $m^{\beta}_x$ ) и значительное уменьшение демпфирования крена ( $m^{\omega}_x$ ; см. *Степень устойчивости, Вращательные производные*). С. характеризуется углом атаки начала С.  $\{\alpha\}_{cb}$  и интенсивностью развития угловых движений. Допустимый в эксплуатации угол атаки обычно устанавливается на несколько градусов меньше  $\{\alpha\}_{cb}$ .

Наиболее характерны два вида С.: аperiодическое и колебательное (см. рис.), причём аperiодическое С. наиболее опасно, так как развивается весьма быстро. Известны самолёты, у которых скорость крена при С. возрастает от 0 до 2—2,5 с<sup>-1</sup> за время  $t \approx 1$  с. Значение  $\{\alpha\}_{cb}$  и поведение летательного аппарата при С. определяются как аэродинамической компоновкой, так и условиями полёта (наличием скольжения, Маха числом полёта, высотой полёта, режимом работы двигателя, положением органов управления и т. д.). Режимы полёта после С. классифицируются по более или менее отличным друг от друга движениям по углам атаки (которые, как правило, больше  $\{\alpha\}_{cb}$ ), скольжения и отсутствием установившихся движений крена и рыскания. Среди этих режимов следует выделить «вращение после С.» (реализуются  $\{\alpha\} > \{\alpha\}_{cb}$ , но могут иметь место и выходы летательного аппарата на С. при  $\{\alpha\} < \{\alpha\}_{cb}$ ) и «глубокое С.» (реализуются малые угловые скорости и углы атаки значительно большие, чем  $\{\alpha\}_{cb}$ ). В литературе сваливанием иногда называют *подхват*, приводящий к С.

Несмотря на то, что основным методом изучения С. остаются лётные испытания, значительное развитие получили расчётные методы, а также моделирование С. на пилотажных стендах с участием лётчиков; при этом главная трудность состоит в получении достоверной и полной модели аэродинамики летательного аппарата вследствие срывного обтекания на больших углах атаки. Для предварительной оценки тенденции к С., что особенно важно на ранней стадии создания летательного аппарата, может быть использован ряд приближенных критериев, основанных на минимальной информации об аэродинамических характеристиках. Такими критериями, показавшими хорошее соответствие с результатами лётных испытаний, являются неравенства:  $m^{\omega}_x(\{\alpha\}) < 0$  (сохраняется демпфирование крена),  $\{\sigma_{\beta}\}(\{\alpha\}) < 0$  (обеспечивается боковая динамическая устойчивость),  $m^{\beta}_y(\{\alpha\})m^{\delta}_x(\{\alpha\}) - m^{\beta}_x(\{\alpha\})m^{\delta}_y(\{\alpha\}) > 0$  [условие сохранения «прямой» реакции летательного аппарата по крену на отклонение органов поперечного управления, нарушение которого воспринимается лётчиком как С. ( $m^{\delta}_x$ ,  $m^{\delta}_y$  — частные производные аэродинамических коэффициентов моментов крена и рыскания по углу отклонения  $\{\delta\}$  органов поперечного управления)]. Значение угла атаки, при котором перестаёт выполняться хотя бы одно из неравенств, и является приближенным значением  $\{\alpha\}_{cb}$ .

Со С. и *штопором* связана наибольшая доля лётных происшествий. Методы вывода из С. довольно сложны и в определенной степени индивидуальны для каждого типа самолётов. Особая острота проблемы заключается в частичной или полной потере лётчиком пространственной ориентации при попадании в С. и необходимости преодоления им некоторых привычных приёмов и рефлексов при выводе самолёта из С. Мерами предупреждения приближения к С. могут служить как естественные (рост интенсивности бафтинга, появление боковых колебаний, увод носа самолёта в сторону и т. д.), так и искусственные [тактильная (механические воздействием на кожу лётчика), звуковая, световая сигнализация] признаки. Для улучшения поведения летательного аппарата при С. и затягивания его начала на большие  $\{\alpha\}$  могут использоваться системы улучшения устойчивости и управляемости. Для предотвращения выхода самолёта на опасный режим применяются различного рода системы ограничения угла атаки, а также автоматические системы вывода из начальной стадии С. Известны также способы вывода из С. с помощью

парашюта. Много внимания уделяется созданию «несваливающегося» самолёта.

Ю. Б. Дубов.

Зависимости скоростей крена  $\{\{\omega\}\}_x$  и рыскания  $\{\{\omega\}\}_y$  и угла атаки  $\{\{\alpha\}\}$  от времени  $t$  при колебательном (а) и аperiodическом (б) сваливании.

**сверхзвуковая скорость** — 1) скорость  $V$  газа, превышающая местную скорость звука  $a$ :  $V > a$  ( $M > 1$ ,  $M$  — Маха число). 2) С. с. полёта — скорость летательного аппарата, превышающая скорость звука в невозмущенном потоке (часто за полёт со С. с. понимают полёт со скоростью, соответствующей значениям  $1 < M \{\{\infty\}\} < 5$ ). Полёт со С. с. сопровождается ударными волнами (см. *Звуковой барьер*, *Звуковой удар*, *Сверхзвуковое течение*).

**сверхзвуковое течение** — течение газа, скорость которого в каждой точке рассматриваемой области превышает скорость звука в этой точке, то есть местное Маха число больше единицы ( $M > 1$ ). На практике С. т. имеет место при движении скоростных самолётов, артиллерийских снарядов, ракет, космических аппаратов, при работе реактивных двигателей, турбин, *аэродинамических труб*. В общем случае С. т. может быть нестационарным, а газ вязким и теплопроводным. Однако специфические свойства С. т. обычно рассматриваются на примере стационарного движения идеального газа. Малые возмущения физических величин распространяются по частицам газа со скоростью звука, поэтому в С. т. не передаются вперёд, а сносятся вниз по потоку, не выходя из области, находящейся внутри Маха конуса или (в условиях неоднородного потока) внутри более сложной характеристической поверхности (коноида).

При адиабатическом движении газа в сверхзвуковой трубке тока его поведение прямо противоположно случаю дозвукового потока. В С. т. при расширении трубки тока скорость газа увеличивается, а при сужении — уменьшается. Это вызвано тем, что при  $M > 1$  рост (или падение) скорости вдоль трубки тока происходит менее интенсивно, чем соответствующее падение (или рост) плотности газа. Такой эффект используется для получения С. т. в *Лаваля сопле*. Другое специфическое свойство С. т. — возможность образования в нём ударных волн, или скачков уплотнения, представляющих собой тонкие слои (приблизённо принимаемые за поверхности разрыва), при переходе через которые параметры потока изменяются скачкообразно. Ударные волны, в которых происходят необратимые термодинамические процессы с возрастанием энтропии, являются источником волнового сопротивления. В С. т. могут также возникать слабые разрывы гидродинамические, при переходе через которые испытывают скачок не сами газодинамические функции, а лишь их производные. При больших сверхзвуковых скоростях (*гиперзвуковое течение*) и температурах в газе протекают различные равновесные или неравновесные физико-химические превращения (возбуждение внутренних степеней свободы молекул, диссоциация, ионизация, излучение). Эти реального газа эффекты могут существенно влиять на параметры С. т.

Основной проблемой при рассмотрении С. т. в аэродинамике ов является определение сил, моментов и тепловых потоков, действующих на летательный аппарат и отдельные его элементы (см. *Аэродинамические силы и моменты*, *Аэродинамическое нагревание*). К задаче внешнего обтекания примыкают задачи о внутреннем С. т. в диффузорах и соплах, об истечении сверхзвуковой струи, о взаимодействии ударных волн между собой и с препятствиями. Эти проблемы исследуются как экспериментальными, так и теоретическими методами.

С. т. невязкого нетеплопроводного газа описывается квазилинейной гиперболической системой газодинамических уравнений в частных производных. Точные аналитические решения этой системы получены лишь в простейших случаях (сверхзвук, обтекание клина, *Прандтля — Майера течение*, сверхзвуковой источник). Комбинируя такие решения или используя теорию характеристик и скачков уплотнения, можно аналитически рассчитать и другие виды С. т., например, течение около заострённого профиля и *Буземана биплана*, плоскую струю. При осесимметричном сверхзвуковом обтекании конуса (см. *Осесимметричное течение*) система

уравнений сводится к двум обыкновенным дифференциальным уравнениям первого порядка, которые легко интегрируются численно. Для тонких тел, когда возмущения сверхзвукового потока малы, можно линеаризовать газодинамические уравнения и развить линеаризованную теорию **С. т.**, дающую довольно простые, но ограниченные по применимости решения. При гиперзвуковых и трансзвуковых скоростях такая линеаризация недопустима, но и здесь возможно использование методов *возмущений теории* и применение методов построения срачиваемых асимптотических разложений по малым параметрам (см., например, *Трансзвуковое течение*). Пример аналитически рассчитываемого плоскопараллельного **С. т.** около ромбовидного профиля в равномерном невозмущенном потоке при отличном от нуля угле атаки дан на рис. 1. От передней и задней точек тела исходят косые скачки уплотнения *AE* и *CF*. При обтекании выпуклого угла в каждой точке *A, B, C, D* излома профиля возникает волна разрежения (течение Прандтля — Майера) и происходит разворот линий тока в области, ограниченной линиями Маха (штриховые линии). Остальные участки линий тока прямолинейны. От задней точки *C* идёт *тангенциальный разрыв CG*, по обе стороны которого скорости различны, а давление одинаково.

Картина сверхзвукового обтекания под углом атаки затупленного тела вращения значительно сложнее, особенно при наличии у тела изломов образующей. Случай, когда течение имеет плоскость симметрии, показан на рис. 2. За отошедшей головной ударной волной (жирная линия) перед затуплением имеет место смешанное течение с дозвуковой областью ( $M < 1$ ), которая отсутствует у заостренного тела с углом раствора острия, не превышающим предельного значения для данного числа Маха. Далее за ограничивающей дозвуковую область звуковой поверхностью ( $M = 1$  — пунктир на рис.) находится область трехмерного вихревого **С. т.** Здесь, между телом и ударной волной происходит многократное отражение *волн разрежения* (штриховые линии) и *волн сжатия* (сплошные линии), причем внутри поля течения возможно образование вторичных ударных волн. На область **С. т.** влияет поток на предшествующей носовой части тела, который, напротив не зависит от этого **С. т.** Несравненно сложнее картина **С. т.** около конфигураций моделирующих целый летательный аппарат. Здесь в поле течения могут иметь место несколько локальных дозвуковых зон.

Расчеты **С. т.** в общем случае (в частности с учетом высокотемпературных явлений в газе) проводятся численными методами на ЭВМ. Для этой цели применяются различные схемы конечноразностного метода сеток, *характеристик метод*, метод интегральных соотношений. Вычислительные алгоритмы позволяют эффективно с высокой, нужной для практики точностью рассчитывать **С. т.** и детально исследовать его структуру. С помощью аналитических и численных методов решаются также различные задачи оптимизации аэродинамической формы тела при **С. т.**, например определение профиля крыла наименьшего сопротивления или формы сверхзвукового сопла с максимальной тягой при заданных ограничениях на их размеры и массу. Для ряда тел, моделирующих элементы летательного аппарата (острые конусы, затупленные клинья и конусы, тела вращения, треугольные крылья, сопла Лаваля), при различных параметрах невозмущенного потока рассчитаны таблицы основных газодинамических функций в поле **С. т.** Проводятся также численные расчёты сверхзвукового обтекания конфигурации летательного аппарата в целом.

*Лит.:* Курант Р., Фридрихс К., Сверхзвуковое течение и ударные волны, пер. с англ., М., 1950; Кочин Е. Е., Кибель И. А., Розе Н. В., Теоретическая гидромеханика, 4 изд., ч. 2, М., 1963; Ферри А., Аэродинамика сверхзвуковых течений, пер. с англ., М., 1963; Овсянников Л. В., Лекции по основам газовой динамики, М., 1981; Черный Г. Г., Газовая динамика, М., 1988.

Я. И. Чушкин.

Рис. 1.

Рис. 2.

**сверхзвуковой пассажирский самолёт** (СПС) — предназначается для перевозки пассажиров, багажа и грузов с сверхзвуковой крейсерской скоростью полёта (*Маха число* полёта  $M_{\infty} > 1$ ).

Первыми (и единственными на конец 1980-х гг.) СПС были советский Ту-144 (первый полёт в 1968, см. рис. в таблице XXIX) и англо-французский «Конкорд» (1969, см. рис. в таблице XXXV).

Широкий диапазон скоростей полёта (250—2500 км/ч), охватывающий как дозвуковую, так и сверхзвуковую области, потребовал обеспечения высокого уровня аэродинамического качества на дозвуковых и сверхзвуковых скоростях и специальных мер по обеспечению устойчивости и управляемости самолёта (при минимальных потерях на *балансировку*). Из этих соображений в построенных самолётах используется аэродинамическая схема «бесхвостка» с крылом малого удлинения и переменной стреловидности. Подобная форма крыла в плане позволяет получить минимальный объём балансирующего топлива, перекачиваемого для обеспечения приемлемых запасов аэродинамической устойчивости при переходе на сверхзвуковой режим полёта. Это объясняется тем, что на дозвуковых режимах полёта несущие свойства и положение фокуса (см. *Фокус аэродинамический*) определяются базовым крылом малой стреловидности, а на сверхзвуковых режимах полёта значительно увеличиваются несущие свойства передней части (наплыва) крыла большей стреловидности. При этом перемещающийся назад фокус базового крыла на сверхзвуковых режимах как бы возвращается назад благодаря несущим свойствам передней части крыла.

Для повышения аэродинамического качества и снижения аэродинамического сопротивления, в том числе потерь на балансировку, на крейсерском сверхзвуковом режиме полёта используются: крутка крыла; деформация срединной поверхности (изгиб продольной оси) профиля; положительная *интерференция аэродинамическая* благодаря взаимовлиянию обтекателей, заливов, каналов воздухозаборника на нижней поверхности крыла. Для улучшения взлётно-посадочных характеристик на Ту-144 разработано и внедрено убирающееся в полёте переднее крыло (малых размеров).

Входная часть *воздухозаборника* СПС выполняется в виде многоскачкового диффузора с регулируемым (по площади) «горлом» заборника. На первых СПС в качестве двигателей использованы турбореактивные двигатели и турбореактивные двигатели с форсажной камерой; на СПС нового поколения могут найти применение *двигатели изменяемого рабочего процесса*.

Для обеспечения взрыво- и пожаробезопасности свободные объёмы топливных баков обычно заполняются нейтральным газом. Большой выигрыш при этом даёт разработанная в СССР и использованная на самолёте Ту-144 система азотирования топлива перед заправкой. Процесс азотирования заключается в замещении растворённого в топливе воздуха азотом или другим нейтральным газом. В процессе полёта на высоте при нагреве топлива и малом давлении азот выделяется из топлива и создаёт нейтральную среду в надтопливном пространстве.

Характерными особенностями работы системы кондиционирования воздуха на СПС являются: охлаждение технических отсеков и пассажирского салона от больших притоков теплоты (вместо обогрева пассажирского салона, необходимого на дозвуковых самолётах); значительно более высокая температура отбираемого от двигателя воздуха для кондиционирования; высокая температура набегающего потока воздуха, что не позволяет использовать его как охлаждающую среду; необходимость иметь на борту достаточно низкотемпературный хладагент (например, охлаждённое топливо). Для уменьшения притока теплоты в салон используются специальные меры: эффективная теплоизоляция с воздушным промежутком; тепловые «сопротивления» для элементов, соединяющихся с внешней конструкцией; продув зазора между теплоизоляцией отработанным в кабине воздухом (динамическая изоляция). Циклические температурные напряжения, действующие на конструкцию, вызывают необходимость использовать в основных конструктивных элементах крупногабаритные монолитные панели и элементы, обеспечивающие тепловую компенсацию при различном нагревании её элементов.

Значительные энергетические затраты для обеспечения сверхзвукового полёта требуют большего расхода топлива по сравнению с дозвуковыми самолётами. Поэтому топливная экономичность сверхзвуковых самолётов значительно ниже, чем дозвуковых.

**сверхзвуковой самолет** — самолёт, условия эксплуатации которого предусматривают полёт со скоростями, превышающими скорость звука. Введение понятия «С. с.» в 1950-е гг. вызвано существенным отличием геометрических форм, обеспечивающих оптимальные аэродинамические характеристики при до- и сверхзвуковых скоростях полёта. Так, например, на дозвуковых самолётах носовые части профиля крыла и оперения, носовые части фюзеляжа и входы воздухозаборников двигателей делают затупленными для более полной реализации *подсасывающей силы*, тогда как на С. с. их делают заострёнными для уменьшения *волнового сопротивления*.

С. с. применяются в основном в военной авиации (истребители, бомбардировщики, разведчики и др.); в конце 60-х гг. созданы первые С. с. гражданского назначения (см. *Сверхзвуковой пассажирский самолёт*). С. с. оснащаются реактивными двигателями (преимущественно воздушно-реактивными двигателями) и отличаются малым удлинением крыла ( $\leq 3—3,5$ ) и небольшой относительной толщиной профиля крыла ( $< 6\%$ ). Большинство С. с. имеют стреловидные или треугольные (по форме в плане) крылья, а некоторые С. с. по своей схеме являются самолётами с крылом изменяемой в полёте стреловидности.

Для С. с., длительно летающих на сверхзвуковых скоростях, *аэродинамическое нагревание* вызывает необходимость применения систем охлаждения кабины экипажа, пассажирских салонов и отсеков с оборудованием.

**сверхкритический профиль**, **суперкритический профиль**, — дозвуковой *профиль крыла*, позволяющий при фиксированном значении коэффициентов подъёмной силы и толщины профиля существенно повысить критическое *Маха число*  $M^*$ . На самолётах с малыми дозвуковыми скоростями полёта использовались профили с большими местными возмущениями на верхней поверхности крыла и соответственно с небольшими значениями  $M^*$ . С увеличением скоростей полёта первым этапом увеличения  $M^*$  явилось уменьшение возмущений потока путём ослабления неравномерности распределения этих возмущений вдоль хорды за счёт смещения положения максимальной толщины и *кривизны профиля* к середине хорды, а также некоторого уменьшения максимальной вогнутости. Применение таких профилей, называемых иногда **классическими скоростными профилями**, увеличило крейсерскую скорость на 50—100 км/ч. Разработанные в Центральном аэрогидродинамическом институте профили этого типа использовались на большинстве советских самолётов, выпускавшихся после Великой Отечественной войны. Основой создания первого поколения С. п. явилось дальнейшее уменьшение искривлённости верхней поверхности профиля. Однако уменьшение её искривлённости приводит к уменьшению создаваемой этой поверхью доли подъёмной силы, и для компенсации такого уменьшения производится «подрезка» хвостового участка нижней поверхности (см. рис.), которая является характерной особенностью С. п.

Появление второго поколения С. п. связано с возможностью ослабления интенсивности скачков уплотнения (*ударных волн*) за счёт изоэнтропического сжатия потока перед ними. Особенностью этих С. п. является уплощенная верхняя поверхность в сочетании с большей «подрезкой» нижней. Одним из путей сохранения подъёмной силы на таких профилях является плавный небольшой отгиб вниз хвостового участка крыла, что, однако, может привести к *срыву потока* и требует дополнительных исследований, в частности при натурных значениях *Рейнольдса чисел*. В 80-е гг. С. п. находят применение на самолётах различных типов (например, АН-124, Ту-204, Ил-96-300) и позволяют увеличить значение  $M^*$  на 0,05—0,15 по сравнению с классическими скоростными профилями, используемыми, например, на самолётах Ту-104, Ту-134, Ил-62. Другим направлением использования С. п. является увеличение их толщины (на 2—5%) или уменьшение стреловидности крыла (на 5—15 $^{\circ}$ ) при сохранении значения  $M^*$ . Увеличение толщины позволяет увеличить удлинение крыла и аэродинамическое качество самолёта, а также увеличить объём крыла, внутри которого обычно размещаются топливные баки.

Использование **С. п.** — одно из основных направлений развития аэродинамики дозвуковых самолётов.

*В. Д. Боксер, Я. М. Серебрянский.*

### Сверхкритический профиль.

**светотехническое оборудование летательного аппарата** — бортовые световые устройства. В зависимости от назначения различают внешнее и внутреннее **С. о.** **Внешнее С. о.** устанавливается на крыле, фюзеляже, хвостовом оперении и предназначается для предотвращения столкновений ов в воздухе и на земле, а также освещения взлетно-посадочной полосы и рулѐжной дорожки при взлѐте, посадке и рулении по аэродрому. Внешнее **С. о.** подразделяется на светосигнальное и осветительное. К светосигнальному оборудованию относятся *маяк световой и огни аэронавигационные*. Осветительное **С. о.** состоит из посадочных, рулѐжных и посадочно-рулѐжных фар, фар освещения передней кромки крыла, воздухозаборников, государственного знака. Фары бывают выдвижными и невыдвижными. Устанавливаются они, как правило, в передней кромке крыла, на фюзеляже около кабины лѐтчиков или на передней стойке шасси. Выдвижные фары выпускаются при взлѐте, посадке или рулении. В качестве источника света используются одностековые и двухстековые (комбинированные) лампы-фары. Комбинированные лампы-фары используются при посадке и рулении (при этом включается посадочная или рулѐжная нить).

**Внутреннее С. о.** устанавливается в кабине экипажа, пассажирских салонах, технических отсеках и предназначается для освещения приборов, пультов и щитков управления в кабине экипажа, сигнализации о режимах работы агрегатов и систем, освещения пассажирских салонов и технических отсеков. Различают светосигнальное и осветительное внутреннее **С. о.** Светосигнальное оборудование установлено в основном в кабине экипажа. К нему относятся различные светосигнализаторы и табло, информирующие о режимах полѐта, состоянии систем и агрегатов ов. В пассажирских салонах также имеются светосигнальные табло (например, табло «Выход», «Пристегнуть ремни» и др.). К осветительному оборудованию относятся встроенные устройства освещения приборов, пультов и щитков управления, расположенные в кабине экипажа, а также светильники и плафоны заливающего света для местного и общего освещения кабины и салонов. Освещение кабины экипажа может быть белым или красным (зависит от назначения летательного аппарата). Красное освещение используется при необходимости обеспечения темновой адаптации глаз лѐтчиков для обзора закабинного пространства ночью и для посадки на аэродромы, не оборудованные огнями высокой интенсивности. Для освещения пассажирских салонов используются светильники с люминесцентными лампами. Индивидуальное освещение пассажирских кресел производится встроенными в потолочную панель светильниками с узким направленным пучком. В них устанавливаются лампы накаливания. Технические отсеки самолѐта освещаются с помощью плафонов заливающего света.

*В. К. Токарев.*

**Свищев** Георгий Петрович (р. 1912) — советский учёный в области авиации и механики, академик АН СССР (1976; член-корреспондент 1966), заслуженный деятель науки и техники РСФСР (1973), дважды Герой Социалистического Труда (1957, 1982). Окончив Московский дирижаблестроительный институт, работал в «Дирижаблестрое» (1935—1940), Центральном аэрогидродинамическом институте (1940—1954), Центральном институте авиационного моторостроения (1954—1967, начальник института). В 1967—1989 начальник, с 1989 почѐтный директор Центрального аэрогидродинамического института. Основные направления научной деятельности **С.** — аэродинамика ов и их силовых установок, исследования перспективных направлений развития авиационной техники. Им решены многие проблемы аэродинамики крыла, фюзеляжа и оперения дозвуковых и сверхзвуковых самолѐтов и проектирования аэродинамических труб; его исследования в области аэродинамики позволили раскрыть механизмы физических процессов, установить важные свойства течения около аэродинамического профиля. Под его

руководством в Центральном институте авиационного моторостроения и Центральном аэрогидродинамическом институте проведены фундаментальные работы по перспективам развития авиации, созданию установок для экспериментальных исследований в области аэродинамики и прочности ов и характеристик авиационных двигателей, внедрению мероприятий, повышающих ресурс двигателей и ов, созданию методов проектирования летательных аппаратов на базе ЭВМ. Возглавляя Центральный аэрогидродинамический институт — головной НИИ авиационной промышленности, С. осуществлял координацию научных исследований в области авиации. Ленинская премия (1976), Государственная премия СССР (1946, 1952, 1968). Награждён 3 орденами Ленина, орденами Отечественной войны 1-й и 2-й степени, 2 орденами Трудового Красного Знамени, орденом «Знак Почёта», медалями. Бронзовый бюст в Санкт-Петербурге.

**Соч.:** Неустановившееся обтекание тела вращения потоком идеальной жидкости. Сборник научно-технических работ по дирижаблестроению и воздухоплаванию, 1940, №12; Исследование профиля малого сопротивления с различными деформациями носика, М., 1946; Эффективность руля и шарнирные моменты, М., 1948; Сверхзвуковые течения газа в перфорированных границах, М., 1967 (совм. с др.); Расчет точки перехода ламинарного пограничного слоя крыла в турбулентный, Труды ЦАГИ, 1975, вып. 1723.

**Г. П. Свищев.**

**свободная поверхность** — поверхность, вдоль которой жидкость соприкасается с пустотой или средой существенно меньшей плотности и вязкости. На таких поверхностях выполняются условия: 1) нормальная к **С. п.** составляющая вектора скорости жидкости совпадает со скоростью перемещения этой поверхности в направлении нормали к границе раздела (кинематическое условие); 2) вектор напряжения **p** для площадок, касательных к **С. п.**, направлен по нормали к этим площадкам, а его численное значение определяется по формуле Лапласа  $p = p_1 + \{\{\alpha\}\}(1/R_1 + 1/R_2)$ , где  $p_1$  — давление в свободном от жидкости пространстве,  $R_1$  и  $R_2$  — главные радиусы кривизны **С. п.**,  $\{\{\alpha\}\}$  — коэффициент поверхностного натяжения. Во многих задачах аэро- и гидродинамики силы поверхностного натяжения пренебрежимо малы ( $\{\{\alpha\}\} = 0$ ); в этом случае на **С. п.**  $p = p_1$ .

**свободномолекулярное течение** — течение разреженного газа, в котором длина свободного пробега молекул значительно больше характерного линейного размера тела. В этом случае определяющую роль играют столкновения молекул с поверхностью тела, а межмолекулярные столкновения можно не учитывать; в **С. т.** *Кнудсена* число  $Kn \{\{\rightarrow \infty\}\}$  (см. *Разреженных газов динамика*). В **С. т.** при отсутствии внешних сил функция распределения молекул по скоростям  $f(\mathbf{r}, \mathbf{v}, t)$  не изменяется вдоль прямолинейных траекторий их движения ( $\mathbf{v}$  — скорость молекулы,  $\mathbf{r}$  — её радиус-вектор,  $t$  — время).

При взаимодействии **С. т.** с летательным аппаратом на элемент  $dS$  его поверхности действует сила, равная  $P_i + P_r$ , а тепловой поток к  $dS$  равен  $E_i - E_r$ , где  $P_i, E_i$  — суммарные импульс и поток энергии налетающих молекул,  $P_r, E_r$  — реакция полного импульса и поток энергии молекул, отражённых от  $dS$ . В стационарном случае на  $dS$  «выпуклого» летательного аппарата налетают молекулы только из невозмущенных областей течения с известной (так называемой максвелловской) функцией распределения  $f\{\{\infty\}\}$ . По  $f\{\{\infty\}\}$  в явном виде вычисляются  $P_i, E_i$ , величины  $P_r, E_r$  выражаются через  $P_i, E_i$  и коэффициенты аккомодации нормального ( $\{\{\alpha\}\}_n$ ) и тангенциального ( $\{\{\alpha\}\}_t$ ) импульсов и энергии ( $\{\{\alpha\}\}_p, \{\{\alpha\}\}_e$ ). Если  $P_i, E_i, \{\{\alpha\}\}_n, \{\{\alpha\}\}_t, \{\{\alpha\}\}_p, \{\{\alpha\}\}_e$  известны, то местные силы и тепловые потоки определены и аэродинамические характеристики находятся интегрированием по поверхности летательного аппарата.

На вогнутые участки поверхности летательного аппарата налетают также молекулы, отражённые от некоторых частей поверхности, с неизменной, удовлетворяющей интегральному уравнению функцией распределения  $f_r$ , а потоки молекул с функцией распределения  $f\{\{\infty\}\}$  могут частично экранироваться. Для аэродинамического расчёта летательного аппарата сложной формы в **С. т.**

применяется численный метод статистических испытаний. Знание  $f$  необходимо также для расчёта поля **С. т.**

*Лит.* см. при статье *Разреженных газов динамика*.

*В. С. Галкин.*

**свободный аэростат** — неуправляемый (как правило) *аэростат*; применяется для изучения атмосферы, астрономических исследований, испытаний аппаратуры и снаряжения, переноса и сброса боевых грузов, спортивных, рекламных, разведывательных и других целей. В зависимости от назначения **С. а.** могут быть с экипажем и без экипажа, совершать кратковременные или длительные полёты. **С. а.** с экипажем имеют устройства, регулирующие скорость взлёта и спуска, высоту полёта и располагают возможностью прекращения полёта по желанию пилота. Аналогичные устройства имеют некоторые виды беспилотных **С. а.**, называемые автоматическими аэростатами (АА). Шары-зонды, радиозонды, беспилотные **С. а.** некоторых видов, предназначенные для пиковых высотных полётов, таких устройств не имеют. Пилотируемые **С. а.** с открытой гондолой, используемые для подъёма на высоту 7—12 км, называются *субстратостатами*, а пилотируемые (с герметичной гондолой) или беспилотные **С. а.** для подъёма на ещё большие высоты в стратосферу называют *стратостатами*.

**С. а.** (см. рис.), состоят из мягкой оболочки (или системы оболочек), наполняемой *подъёмным газом*, и гондолы (контейнера). К оболочке пилотируемых **С. а.** подвешивается гондола, в которой размещаются воздухоплаватели, аппаратура и *балласт*, к оболочке беспилотных **С. а.** — контейнеры с аппаратурой и балластом и парашюты (см. *Дрейфующий аэростат*).

Оболочки большей части беспилотных и пилотируемых **С. а.** предназначенных для исследовательских целей в стратосфере, изготавливаются из плёночных и ткане-плёночных материалов и рассчитаны на одноразовое применение. Оболочки спортивных **С. а.** производятся из специальных тканей и рассчитаны на многократное применение. Многократно используются и парашютирующие оболочки АА. В качестве подъёмного газа для большинства АА и беспилотных **С. а.**, предназначенных для пиковых полётов, используется водород. АА, поднимающие дорогостоящую исследовательскую аппаратуру, пилотируемые исследовательские и рекордные **С. а.** обычно наполняют гелием или смесью гелия с водородом. Спортивные **С. а.** наполняют водородом или тёплым воздухом. Оболочки беспилотных **С. а.** выполняются открытыми снизу или замкнутыми, а оболочки **С. а.** с экипажем обычно делают открытого типа. В открытых оболочках после их полного выполнения (см. *Зона выполнения*) подъёмный газ при расширении выходит через отверстие внизу оболочки или специальный клапан. Это уменьшает массу аэростата. В замкнутых оболочках возникает внутреннее давление, под действием которого резиновые оболочки шаров-зондов и радиозондов растягиваются, увеличиваясь в объёме в 60—300 раз и более, что позволяет им подниматься на высоту до 45—48 км. У **С. а.** одноразового применения к нижнему узлу оболочки крепится стропа подвески поднимаемого груза. У спортивных **С. а.** и у некоторых **С. а.** с экипажем (например, стратостатов) гондола с экипажем крепится к оболочке при помощи сети или системы строп. Изменение высоты полёта на **С. а.** с экипажем и АА с оболочками открытого типа осуществляется сбрасыванием балласта или выпуском газа через клапан. Учитывая направление и скорость ветра, изменяя высоту полёта пилотируемых и управляемых по радио (или по программе) **С. а.**, можно в известных пределах регулировать направление и дальность их полёта. Указанные свойства **С. а.** позволяют рассматривать их как летательные аппараты с ограниченным управлением полётом по направлению.

В ряде случаев полёт высотных **С. а.** может проводиться по схеме «бумеранг» с возвращением в район запуска. Для этого аэростат переводится в ветровой поток противоположного направления путём снижения или подъёма. Полёт **С. а.** может прекращаться выпуском газа через газовый клапан. Спуск гондолы с экипажем или перевозимого груза возможен также путём отцепления оболочки на высоте с последующим снижением на особом парашюте. При этом разгруженная оболочка взмывает вверх, достигает зоны выполнения и разрушается. Спуск аэростата с

оболочкой парашютирующего типа начинается после выпуска подъёмного газа через клапан, после чего оболочка, наполняясь воздухом, превращается в парашют.

В зависимости от назначения существует несколько конструкций **С. а.** Наиболее простую конструкцию имеет шар-зонд, состоящий только из резиновой замкнутой оболочки. Сложнее устроен радиозонд, поднимающий на резиновой замкнутой оболочке (с начальным диаметром до 5 м) аппаратуру для замера давления, температуры и влажности воздуха на различных высотах; показания приборов автоматически передаются по радио на пункт запуска.

Спортивные аэростаты, наполняемые водородом, имеют оболочку сферической формы из прорезиненной ткани, к которой при помощи катенарных поясов (см. *Катенария*) или лап крепятся стропы из стальных тросов или верёвок, на которых подвешивается гондола. В гондоле размещаются экипаж, аппаратура управления и радиосвязи, балласт в виде песка или дроби. Для выхода газа при взлёте выше зоны выполнения и при разогреве газа в *зоне равновесия* внизу оболочки имеется отверстие с патрубком (так называемый аппендикс), а сверху установлен клапан, открываемый из гондолы. Наполнение оболочки газом проводится через нижний аппендикс или особый аппендикс в верхней части оболочки. Для удержания оболочки в процессе газонаполнения имеются поясные стропы. Для смягчения удара при спуске с гондолы свешивается длинный тяжёлый канат — *гайдроп*. Для быстрого выпуска газа из оболочки после приземления на ней имеется *разрывное устройство*. Спортивные аэростаты, наполняемые тёплым воздухом, имеют оболочку, изготавливаемую из прочного термостойкого материала. К нижней части оболочки на стропях крепится гондола для экипажа и аппаратуры нагрева воздуха (см. *Тепловой аэростат*).

Оболочки **С. а.** могут иметь различную конструкцию в зависимости от назначения и задаваемого профиля полёта. Для высотных полётов с экипажем и высотных полётов АА в основном применяются оболочки открытого типа из малорастяжимых материалов. Подобного же типа оболочки применяются для рекордных (по дальности и продолжительности) полётов с экипажем и для длительных полётов (дрейфов) АА с тяжёлой исследовательской или специальной аппаратурой. Для полётов на постоянной барометрической высоте применяются замкнутые оболочки из малорастяжимых материалов, имеющие сферическую форму.

Оболочки замкнутого типа из малорастяжимых материалов применяются в некоторых случаях и для кратковременных (пиковых) полётов с экипажем. При длительных и высотных полётах АА с тяжёлой аппаратурой и при полётах с экипажем в основном используются оболочки открытого типа, имеющие так называемую оптимальную (естественную) форму с меридиональным каркасированием вдоль стыка полотнищ. В выполненной части таких оболочек (там, где находится подъёмный газ) между усилительными элементами образуются выпучины с поперечными радиусами кривизны в несколько раз меньшими поперечных радиусов кривизны некаркасируемые оболочки. В каркасированных оболочках продольные усилия воспринимаются каркасом, а поперечные натяжения малы, что позволяет изготавливать полотнища оболочки из лёгких синтетических плёнок толщиной 12—60 мк (из полиэтилена, майлара и др.). Для меридионального каркасирования полотнищ используются ленты из прочных материалов с небольшим удлинением (вискозы, стекловолокна, нитей кевлара), воспринимающих основные усилия при газонаполнении и в полёте. Во Франции для кратковременных (пиковых) полётов АА применяются оболочки замкнутого типа, имеющие форму тетраида. Верхняя часть такой оболочки образуется гранью, принимающей при наполнении газом выпуклую форму. К нижнему узлу тетраидной оболочки крепится подвесная система. При достижении потолка оболочка разрывается от внутреннего давления, а груз спускается на парашюте.

Для запуска **С. а.** проводится комплекс мероприятий, включающий подготовку места и материальной части **С. а.** к полёту, газонаполнение, снаряжение и выпуск в воздух. Выпуск в воздух спортивных аэростатов объёмом до 3000 м<sup>3</sup> (поднимающихся обычно на высоту не более 4000 м) производится с открытых площадок при скорости ветра не более 6—8 м/с. При газонаполнении спортивные аэростаты удерживаются стартовой командой за специальные

устройства (поясные), а перед вылетом — и за гондолу. Старт **С. а.**, поднимающихся на высоту более 4000 м, затрудняется из-за большой парусности, усложняясь тем больше, чем больше объём аэростата. Для облегчения старта и безопасности взлёта **С. а.** старт проводят с использованием специальных укрытий (здания, заборы, овраги, каньоны) или применяя особые устройства для удержания оболочки в процессе газонаполнения и облегчения запуска аэростата, что позволяет проводить старт высотных аэростатов грузоподъёмностью до нескольких т при скорости ветра до 10—12 м/с.

*Я. В. Пятыйшев.*

Схема свободного аэростата: 1 — газовый клапан; 2 — оболочка; 3 — разрывное устройство; 4 — катенарный подвесной пояс; 5 — дождеотсекатель; 6 — разрывная вожжа; 7 — тросовый многоугольник; 8 — гондола; 9 — молниеотвод; 10 — гондольная стропа; 11 — клапанная веревка; 12 — аппендикс; 13 — стропа подвески гондолы;

**«свободы воздуха»**, **коммерческие права**, — права, предоставляемые авиатранспортным предприятиям (как правило, на основе соглашений о воздушном сообщении между государствами) осуществлять перевозки пассажиров, грузов и почты.

В международном праве **«С. в.»** подразделяются на несколько видов: **первая и вторая** — право осуществлять транзитный полёт без посадки (первая **«С. в.»**) или с посадкой в некоммерческих целях (вторая **«С. в.»**) на территории государства, предоставляющего это право. Эти **«С. в.»** носят вспомогательный характер, обеспечивая перевозки в третьи страны через государства, лежащие на маршруте полётов. **Третья «С. в.»** заключается в праве высаживать на иностранной территории пассажиров и выгружать грузы и почту, взятые на борт воздушного судна на территории государства, национальной принадлежностью которого воздушное судно является; **четвёртая «С. в.»** — в праве принимать на иностранной территории пассажиров, направляющихся на территорию такого государства, а также адресуемые туда же грузы и почту. Эти **«С. в.»** обеспечивают выполнение перевозок между странами-партнёрами по соглашению и, как правило, отдельно друг от друга не предоставляются. **Пятая «С. в.»** означает право принимать на территории страны-партнёра по соглашению пассажиров, направляющихся на территорию третьего государства, а также адресуемых туда же груз и почту и право высаживать пассажиров и выгружать груз и почту, следующие с любой такой территории, в стране-партнёре по соглашению. **Шестая «С. в.»** — право осуществлять перевозки пассажиров, груза и почты между двумя иностранными государствами через свою территорию, **седьмая** — право осуществлять перевозки пассажиров, груза и почты между двумя иностранными государствами, минуя свою территорию, **восьмая** — каботаж-перевозки между пунктами, расположенными на территории одного и того же иностранного государства (предоставляется редко и только по особому разрешению).

Первые пять **«С. в.»** были сформулированы в подписанных в Чикаго (США) 4 декабря 1944 соглашениях «О международном транзитном воздушном сообщении», «О международном воздушном транспорте». Остальные **«С. в.»** сложились на практике. СССР не участвовал в чикагских соглашениях, но использовал принятое деление коммерческих прав на **«С. в.»** при заключении двусторонних соглашений о воздушном сообщении с другими странами.

*В. С. Грязнов.*

**«Святогор»** — тяжёлый самолёт-бомбардировщик конструкции *В. А. Слесарева*. Построен в 1914—1915 на заводе В. А. Лебедева в Петрограде. Трёхстоечный биплан (рис. в табл. V) с двумя двигателями (мощностью по 162 кВт) в фюзеляже, приводящими два толкающих воздушных винта диаметром 6 м. Силовая конструкция из дерева, обтяжка крыльев и фюзеляжа из полотна. Общая площадь крыльев 180 м<sup>2</sup>, размах верхнего крыла 36 м, длина самолёта 21 м. Полётная масса 6500 кг. Расчётные характеристики: скорость 114 км/ч, потолок 2500 м, продолжительность полёта 30 ч, весовая отдача по топливу и перевозимой нагрузке около 50%. В 1916 начались рудёжки

самолёта. Однако наземные испытания и доводки затянулись из-за отказа правительства оказать необходимую финансовую поддержку, трудностей в приобретении в условиях военного времени двигателей нужной мощности (~220 кВт) и т. д. В 1923, через 2 года после смерти конструктора, «С.» был разобран.

**сдвиг ветра** — атмосферное возмущение, при котором скорость ветра резко меняется по значению или (и) направлению вдоль траектории полёта летательного аппарата (рис. 1). **С. в.** численно определяют как отношение разности  $\{\{\Delta\}\}W_g$  составляющих скорости ветра в земной системе координат в двух точках траектории к разности координат этих точек (обычно **С. в.** связывают с изменением горизонтальных составляющих ветра  $W_{xg}, W_{zg}$ ; изменение скорости вертикального потока  $W_{yg}$  по высоте полёта чаще называют градиентным изменением скорости потока). Различают **вертикальный С. в.** (**С. в.** по высоте полёта) — изменение скорости ветра, отнесённое к изменению  $\{\{\Delta\}\}H$  высоты  $H$  полёта (например,  $\{\{\Delta\}\}W_{xg}/\{\{\Delta\}\}H$  — сдвиг попутного или встречного ветра по высоте полёта), и **С. в.** по траектории полёта — отношение приращения скорости ветра к изменению  $\{\{\Delta\}\}L$  расстояния (например,  $W_{zg}/\{\{\Delta\}\}L$ ).

Значит **С. в.** наблюдаются, как правило, в нижних слоях атмосферы ( $H = 0—100$  м, рис. 2) при прохождении грозных и термальных атмосферных фронтов и чаще возникают в районах со сложным рельефом местности. Наличие **С. в.** приводит к изменению воздушной скорости и угла атаки летательного аппарата, что вызывает изменение аэродинамических сил и моментов, а в результате — к нежелательному отклонению траектории полёта от заданной. **С. в.** усложняет взлёт и посадку летательного аппарата (например, при значении вертикального **С. в.** свыше  $0,15 \text{ с}^{-1}$  при заходе на посадку могут возникнуть опасные скорости снижения самолёта). Повышение безопасности полёта при ручном управлении самолётом в этих условиях обеспечивается путём управления скоростью полёта с помощью тяги двигателей (при посадке) и изменения градиента набора высоты (на взлёте). Большое значение при этом имеет своевременное поступление информации о наличии **С. в.**, получаемой от бортовых или наземных средств. Оперативные и правильные действия лётчика позволяют обеспечить безопасность полёта даже при сильных вертикальных **С. в.** (до  $\{\{\Delta\}\}W_{xg}/\{\{\Delta\}\}H \{\{\cong\}\} 0,2 \text{ с}^{-1}$ ), однако основной путь повышения безопасности полёта летательного аппарата в условиях **С. в.** — использование автоматических устройств в системе управления.

*А. Г. Обрубов.*

Рис. 1. Схема воздушных потоков при прохождении грозного облака: 1 — направление воздушного потока; 2 — траектория посадки.

Рис. 2. Измеренные зависимости скорости  $W_{xg}$  попутного или встречного ветра от высоты. Участок а—а соответствует максимальному вертикальному сдвигу ветра  $\{\{\Delta\}\}W_{xg}/\{\{\Delta\}\}H = 0,27 \text{ с}^{-1}$

**сдвиговое течение** — течение, в котором компонент вектора скорости жидкости, параллельный элементу обтекаемой поверхности, имеет модуль, изменяющийся по нормали к этому элементу поверхности. Из-за указанных свойств **С. т.** называется также течением с поперечным сдвигом. В **С. т.** слои жидкости, параллельные элементу поверхности, скользят друг над другом. Классическим примером **С. т.** является так называемое течение Куэтта — движение вязкой жидкости между двумя параллельными пластинами, одна из которых покоится, а другая движется с постоянной скоростью в своей плоскости. Течение в пограничном слое, в котором компоненты вектора скорости, параллельные обтекаемой поверхности, много больше нормального компонента, часто также называют **С. т.**

**севастопольская офицерская школа авиации.** Сформирована в ноябре 1910 для подготовки военных лётчиков. В мае 1912 перебазирована на более удобный аэродром, расположенный к северу от Севастополя за долиной р. Кача. В **С. о. ш. а.** в 1910—1917 обучение вели Д. Г. Андреади, К. К. Арцеулов, М. Н. Ефимов, А. Е. Раевский, Б. Л. Цветков и другие известные

лётчики. Во время Гражданской войны школа не работала. Её деятельность возобновилась после разгрома и изгнания из Крыма войск Врангеля (1920). В 1923 школе присвоено имя секретаря Закавказского крайкома РКП (б) А. Ф. Мясникова. Многие воспитанники школы проявили мужество и героизм на фронтах Гражданской войны (Ю. А. Братолюбов, В. Ф. Вишняков, Г. С. Сапожников, И. К. Спатарель и другие). Среди выпускников школы (училища) свыше 290 Героев Советского Союза, 14 лётчиков и космонавтов удостоены этого звания дважды, а А. И. Покрышкин — трижды. Здесь получили лётную подготовку ставшие впоследствии видными авиационными военачальниками *Я. И. Алкснис, К. А. Вершинин, П. Ф. Жигарев, Я. М. Смушкевич* и др. С 1954 Качинское краснознамённое высшее военное авиационное училище лётчиков имени А. Ф. Мясникова находится в Волгограде. В 1959 оно преобразовано в Качинское высшее авиационное училище им. А. Ф. Мясникова.

**Северин** Гай Ильич (р. 1926) — советский учёный и конструктор в области систем жизнеобеспечения экипажей самолётов, вертолётов и космических летательных аппаратов, безопасности полетов и эффективности летательных аппаратов, член-корреспондент АН СССР (1990), Герой Социалистического Труда (1982). Окончил Московский авиационный институт (1949). В авиационной промышленности с 1947, с 1958 преподаёт в Московском авиационном институте (с 1976 профессор). В 1947—1964 — в ЛИИ, затем на машиностроительном заводе «Звезда» (с 1989 генеральный конструктор). Исследовал биомеханику человека в экстремальных условиях полёта, методы защиты от неблагоприятных факторов полёта и спасения экипажей и пассажиров в аварийных ситуациях, динамику движения плохо обтекаемых тел, способы повышения эффективности применения и живучести летательных аппаратов. Ленинская премия (1965), Государственная премия СССР (1978). Награждён 3 орденами Ленина, орденами Октябрьской Революции, Трудового Красного Знамени, медалями.

**Г. И. Северин.**

**Седов** Григорий Александрович (р. 1917) — советский лётчик-испытатель, генерал-майор авиации (1968), заслуженный лётчик-испытатель СССР (1959), Герой Советского Союза (1957). В Советской Армии с 1938. Окончил лётную школу (1938) и Военно-воздушную академию РККА имени профессора Н. Е. Жуковского (1942; ныне Военно-воздушная инженерная академия имени профессора Н. Е. Жуковского). Работал в НИИ ВВС лётчиком-испытателем-инженером (1942—1950) и в ОКБ А. И. Микояна ведущим лётчиком-испытателем и заместителем главного конструктора по лётным испытаниям (1950—1976). С 1976 заместитель генерального конструктора ОКБ имени А. И. Микояна. Провёл испытания самолётов МиГ-17, МиГ-19 (первого советского серийного сверхзвукового истребителя), МиГ-21. Ленинская премия (1976), Государственная премия СССР (1952). Награждён 2 орденами Ленина, орденом Октябрьской Революции, 2 орденами Красного Знамени, 2 орденами Отечественной войны 1-й степени, 2 орденами Красной Звезды, медалями.

**Г. А. Седов.**

**Седов** Леонид Иванович (р. 1907) — советский учёный в области механики и гидромеханики, академик АН СССР (1953; член-корреспондент 1946), Герой Социалистического Труда (1987). Окончил МГУ (1930). В 1930—1947 работал в Центральном аэрогидродинамическом институте, в 1947—1956 — в Центральном институте авиационного моторостроения. Одновременно с 1945 работал в Математическом институте АН СССР. Основные труды по гидро- и аэродинамике, механике сплошных сред и теории подобия (вопросы плоской гидродинамики несжимаемой жидкости в теории крыла, гидродинамика тяжелой жидкости и теория волн). Председатель Научного совета АН СССР по проблемам гидродинамики (с 1965). Премия имени С. А. Чаплыгина АН СССР, премия имени М. В. Ломоносова (МГУ). Золотая медаль имени А. М. Ляпунова АН СССР. Почётный член ряда иностранных академий и обществ. Государственная премия СССР (1952). Награждён 6 орденами Ленина, 2 орденами Трудового Красного Знамени, орденом «Знак Почета», медалями.

Соч.: Плоские задачи гидродинамики и аэродинамики, 3 изд., М., 1980; Механика сплошной среды, 4 изд., т. 1—2, М., 1983—1984; Методы подобия и размерности в механике, 10 изд., М., 1987.

Л. И. Седов.

**секстант** — (от латинского sextans — шестой) — угломерный оптический прибор на борту летательного аппарата для измерений курсовых углов и высот небесных светил относительно плоскости искусственного горизонта, которая отделяется с помощью маятниковой вертикали (в ручных С.) или с помощью *гировертикалей, инерциальных систем навигации и курсовертикалей*, (в автоматических С. называемых астропеленгаторами). По измеренным угловым координатам светил уточняются вычисленные координаты местоположения и курс летательного аппарата. Имеют ограниченное применение в качестве аварийного автономного средства на самолётах, предназначенных для полёта над безориентирной местностью, при метеорологических условиях и времени суток, позволяющих вести визуальную пеленгацию естественных небесных светил.

**Селихов** Андрей Федорович (1928—1991) — советский учёный в области прочности авиаконструкций, член-корреспондент АН СССР (1987). После окончания Московского авиационного института (1951) работал в Центральном аэрогидродинамическом институте (с 1970 заместитель начальника). С 1971 на преподавательской работе в Московском физико-техническом институте (с 1980 заведующий кафедрой). С 1987 заместитель генерального директора Межведомственного научно-технического комплекса «Надёжность машин». Под руководством С. разработаны и внедрены методики и системы ресурсного проектирования самолётов и вертолётот, обеспечения эксплуатационной живучести авиаконструкций. Автор трудов по прочности, надёжности, ресурсу и эксплуатационной живучести летательных аппаратов. Ленинская премия (1981), Государственная премия СССР (1976). Награждён орденами Октябрьской Революции, Трудового Красного Знамени, медалями.

Соч.: Вероятностные методы в расчетах прочности самолета. М., 1987 (совм. с В. М. Чижевским).

А. Ф. Селихов.

**сельскохозяйственная авиация** — структурное подразделение в системе гражданской авиации нашей страны, участвующее в сельскохозяйственном производстве посредством оказания хозяйствам услуг в выполнении авиационно-химических работ, аэросева трав, риса и других работ. Впервые идею применения летательных аппаратов для борьбы с вредителями и болезнями сельскохозяйственных культур высказал немецкий лесничий А. Циммерман (в 1912 получил патент). Однако только после 1-й мировой войны были начаты исследования, а затем и практические работы по использованию авиации для этих целей. В СССР в 1922 создана Комиссия по применению воздушных средств в борьбе с вредителями растений. В июле 1922 на Ходынском аэродроме в Москве под руководством профессора В. Ф. Болдырева при участии военного лётчика Н. П. Ильзина был поставлен первый в СССР опыт авиационного опрыскивания. Первый сельскохозяйственный самолёт был построен в 1923 (см. *Сельскохозяйственный летательный аппарат*).

Характерные особенности эксплуатации самолётов и вертолётот в сельском хозяйстве — сезонность работ, а также частые взлёты и посадки. Наибольший объём работ С. а. приходится на апрель — июль.

**сельскохозяйственный летательный аппарат** — предназначается для защиты с воздуха сельскохозяйственных культур и леса от вредителей, для борьбы с сорняками, предуборочного удаления листьев хлопчатника, внесения минеральных удобрений, аэросева трав, риса и других работ. На борту летательного аппарата устанавливается навесное или встроенное сельскохозяйственное оборудование (специальная ёмкость для жидких и сыпучих материалов, к выпускной горловине которой присоединяются навесные или встроенные агрегаты опыливателя

или опрыскивателя, управляемые из кабины экипажа).

В СССР первый сельскохозяйственный самолёт был построен в 1923 В. Н. Хиони и назывался «Конёк-Горбунок» («Хиони» №5). Позже были созданы СХ-1 (1937, конструктор А. Г. Бедункович), Ан-2 и Ан-2М (конструктор О. К. Антонов), сельскохозяйственные варианты самолётов По-2 (конструктор Н. Н. Поликарпов, см. *Поликарпова самолёты*) и Як-12 (конструктор А. С. Яковлев). Наиболее широкое распространение получили самолёт По-2, применявшийся более четверти века в сельском хозяйстве, и самолёт Ан-2 (см. рис.), ставший основным типом самолёта в подразделениях сельскохозяйственной авиации.

Применение сельскохозяйственных вертолётов наиболее эффективно в случае отсутствия подготовленной взлетно-посадочной полосы и при сложном рельефе местности. В качестве сельскохозяйственных вертолётов используются Ми-1, Ми-2, Ми-4 конструкции М. Л. Миля и Ка-15, Ка-18, Ка-26 конструкции Н. И. Камова.

### Загрузка удобрений в самолет Ан-2.

**Семейко** Николай Илларионович (1923—1945) — советский лётчик, капитан, дважды Герой Советского Союза (19 апреля 1945 и 29 июня 1945, посмертно). В Красной Армии с 1940. Окончил Ворошиловградскую военную авиационную школу пилотов (1942), курсы усовершенствования начсостава (1942). Участник Великой Отечественной войны. В ходе войны был лётчиком-штурмовиком, командиром звена, командиром эскадрильи, штурманом штурмового авиаполка. Совершил 227 боевых вылетов. Погиб в бою. Награждён орденом Ленина, 4 орденами Красного Знамени, орденами Богдана Хмельницкого 3-й степени, Александра Невского, Отечественной войны 1-й степени, медалями. Бронзовый бюст в г. Славянске Донецкой области.

*Лит.:* [Непран Н. И.](#), Н. И. Семейко. Донецк, 1974; [Фурман Г.](#), Советский ас. в кн.: Звезды не меркнут, Калининград, 1982.

### Н. И. Семейко.

**Сенько** Василий Васильевич (1921—1984) — советский военный штурман, полковник, дважды Герой Советского Союза (1943, 1945). В Советской Армии с 1940. Окончил военную авиационную школу (1941), Военно-воздушную инженерную академию имени профессора Н. Е. Жуковского (1952). Участник Великой Отечественной войны. В ходе войны был стрелком-бомбардиром, штурманом экипажа, затем звена авиаполка дальнего действия. Совершил 430 боевых вылетов на бомбометание военных объектов в тылу противника. После войны на штурманских должностях и на педагогической работе в военных учебных заведениях ВВС. Награждён орденами Ленина, Красного Знамени, Отечественной войны 1-й степени, Красной Звезды, «За службу Родине в Вооружённых Силах СССР» 3-й степени, медалями. Бронзовый бюст в с. Семёновка Черниговской области.

*Лит.:* [Андрианов С.](#), По дальним маршрутам, в кн.: Иду на таран, Волгоград, 1978; [Церковный М. Ф.](#), [Шиганов А. Д.](#), [Юрьев Б. Ф.](#), Мастер бомбометания, в их кн.: Героев подвиги бессмертны, 2 изд., Киев, 1982.

### В. В. Сенько.

**«Сепекат»** (SEPECAT, Soci{{é}}t{{é}} Europ{{é}}enne de Production de l'Avion E. C. A. T.) — западноевропейский консорциум, в состав которого входили фирмы «Дассо-Бреге» и «Бритиш аэроспейс». Образован в 1966 для разработки и серийного производства истребителя-бомбардировщика «Ягуар» (рис.). Первый полёт самолёта состоялся в 1968. Находится на вооружении ВВС Франции и Великобритании. Основные данные самолёта Ягуар GRMk1: два турбореактивных двухконтурных двигателя с форсажной камерой с максимальной тягой по 32,5 кН, длина самолёта 16,83 м, высота 4,89 м, размах крыла 8,69 м, площадь крыла 24 м<sup>2</sup>, максимальная взлётная масса 15,7 т, масса пустого самолёта 7 т, боевая нагрузка около 4,7 т,

максимальная скорость полёта 1700 км/ч, радиус действия 850—920 км, потолок 14000 м, экипаж 1 чел.; вооружение — 2 пушки (30 мм), бомбы, управляемые ракеты, неуправляемые авиационные ракеты. Для экспортных поставок разработан вариант «Ягуар интернэшонал» (1976) с более мощными двигателями (два турбореактивных двухконтурных двигателя с форсажной камерой тягой по 37,5 кН). Консорциум завершил производство самолётов «Ягуар» в 1985 (всего выпущено 522 экземпляров).

### Истребитель-бомбардировщик «Ягуар».

**сервокомпенсация** (от латинского *servus* — раб, слуга и *compensatio* — возмещение, уравнивание) — уменьшение *шарнирного момента*, действующего на орган управления (ОУ), за счёт аэродинамических сил, создаваемых сравнительно небольшой вспомогательной поверхностью — **сервокомпенсатором** (рис. 1), расположенным вдоль задней кромки основного ОУ; разновидность *аэродинамической компенсации*. Отклонение этой поверхности на некоторый угол  $\{\{\tau\}\}$ , противоположный углу отклонения  $\{\{\delta\}\}$  ОУ, позволяет создать за осью вращения ОУ приращение аэродинамической силы, уменьшающей его шарнирный момент. В зависимости от способа отклонения сервокомпенсатора относительно основного ОУ различают кинематический и пружинный сервокомпенсаторы и *триммер*. С. может применяться совместно с другими видами аэродинамической компенсации.

**Кинематический сервокомпенсатор** (рис. 2) имеет такую кинематическую связь с неподвижной несущей поверхностью (крылом, стабилизатором, килем), что при отклонении ОУ на некоторый угол  $\{\{\delta\}\}$  сервокомпенсатор отклоняется на пропорциональный ему угол  $\{\{\tau\}\}$ , значение которого определяется передаточным отношением  $\{\{\tau\}\}/\{\{\delta\}\}$ , имеющим отрицательный знак. Выбор значения передаточного отношения зависит от конструктивных параметров несущей поверхности, ОУ, сервокомпенсатора, характерного значения *Маха числа*  $M\{\{\infty\}\}$  полёта.

**Пружинный сервокомпенсатор** (рис. 3) имеет жёсткую кинематическую связь с *рычагом управления*, а связь основного ОУ с этим рычагом осуществляется через упругий элемент (предварительно затянутые пружины). При малых углах отклонения ОУ (малых возмущениях), когда аэродинамические силы, действующие на сервокомпенсатор, не превышают усилия затяжки, упругий элемент можно рассматривать как жёсткую связь, и сервокомпенсатор не отклоняется относительно ОУ, а шарнирный момент пропорционален углу отклонения ОУ (участок 0—А на рис. 4). Начиная с некоторого угла отклонения  $\{\{\delta\}\}_{\text{он}}$  ОУ, силы, действующие на сервокомпенсатор, будут превышать усилие предварительной затяжки, и сервокомпенсатор начнёт отклоняться в сторону, противоположную отклонению ОУ, в результате чего на сервокомпенсаторе возникает момент, уменьшающий шарнирный момент ОУ. При дальнейшем отклонении ОУ на некотором угле  $\{\{\delta\}\}_{\text{он}}$  упругий элемент будет сдеформирован полностью, и сервокомпенсатор отклонится относительно ОУ на максимальный угол. При дальнейшем отклонении ОУ зависимость шарнирного момента от угла отклонения станет такой же (участок С—D на рис. 4), как и без С., но его значение будет существенно меньше, чем оно было бы в отсутствие компенсатора.

В. Г. Микеладзе.

Рис. 1. Схема сервокомпенсации: 1 — несущая поверхность; 2 — орган управления; 3 — сервокомпенсатор.

Рис. 2. Схема кинематического сервокомпенсатора: 1 — несущая поверхность; 2 — кинематическая связь; 3 — сервокомпенсатор; 4 — орган управления.

Рис. 3. Схема пружинного сервокомпенсатора: 1 — несущая поверхность; 2 — упругий элемент; 3 — орган управления; 4 — сервокомпенсатор; 5 — жесткая кинематическая связь.

Рис. 4. Зависимость шарнирного момента  $M_{\text{ш}}$  органа управления от угла  $\{\{\delta\}\}$  его отклонения.

**сервопривод** — вспомогательное устройство, замкнутая следящая система управления, в которой входной электрический сигнал малой мощности управляет выходным механическим перемещением большой мощности по строго пропорциональному закону. Усиление мощности достигается благодаря использованию энергии, подводимой от внешнего источника (например, гидро-, электро- или пневмосистемы).

С. используется для отслеживания сигналов автоматического систем управления летательным аппаратом (Система автоматического управления, Система улучшения устойчивости и управляемости и др.). Структура С. должна обеспечивать возможность определения ошибки (разности между входным и выходным сигналами), усиление сигнала ошибки и осуществлять замыкание цепи обратной связи. Различают два основных класса аналоговых С. — с позиционным управлением (задаётся положение, или позиция, регулируемого элемента) и с управлением по скорости (постоянной поддерживается скорость перемещения регулируемого элемента).

С. в основном являются относительно маломощными исполнительными устройствами, которые обычно устанавливаются во входной части системы управления (между *рычагами управления* и *рулевыми приводами*) по параллельной или последовательной схемам. С., отслеживающий сигнал автопилота, как правило, устанавливается в системе управления по параллельной схеме. В этом случае одновременно (параллельно) с перемещением выходного звена С. перемещается и рычаг управления. С., устанавливаемые по такой схеме, получили название **рулевой машинки**. С развитием Системы улучшения устойчивости и управляемости появилась необходимость отклонять органы управления, не изменяя положения рычагов управления (см., например, *Бустерное управление*). За С., выполняющими такую функцию, укоренилось название **раздвижная тяга**.

В состав С. обычно входят рулевой агрегат, в котором осуществляется преобразование маломощного входного электрического сигнала в выходное механическое перемещение большей мощности, датчики обратных связей, блок управления, коррекции и контроля сигналов С., устройства включения и отключения С.

Начиная с конца 70-х гг. наблюдается тенденция к слиянию С. с рулевым приводом в единый конструктивный блок. Это делается с целью улучшения динамических характеристик, точности, надёжности, уменьшения массы системы управления. Такой привод обычно называют **силовым сервоприводом** или **рулевым приводом с электрическим входом**. Подобные приводы находят широкое применение в *электродистанционных системах управления*.

С. являются ответственными исполнительными устройствами электрических систем управления, от надёжной работы которых в значительной мере зависит безопасность полёта. В связи с этим в их конструкции предусматривается трёх-четырёхкратное *резервирование*.

*В. Я. Бочаров.*

**сервоуправление** — отклонение основного *органа управления* летательного аппарата с помощью аэродинамических сил, возникающих на нём при отклонении сравнительно небольшой рулевой поверхности — серворуля. Серворуль расположен вдоль задней кромки органа управления и имеет жёсткую кинематическую связь с рычагом управления: при этом орган управления непосредственно не связан с рычагом управления (см. рис.). Значение угла отклонения серворуля  $\{\tau\}_{\text{ср}}$ , необходимое для отклонения органа управления на определенный угол, при выбранных конструктивных параметрах зависит от *шарнирных моментов*, действующих на орган управления и серворуль. Усилие на рычаге управления при С. определяется только шарнирным моментом серворуля.

Схема сервоуправления: 1 — основной орган управления; 2 — кинематическая связь; 3 — рулевая поверхность (серворуль).

**Сергеев** Андрей Васильевич (1893—1933) — советский военачальник, один из организаторов и руководителей Рабоче-Крестьянского Красного Воздушного Флота (РККВФ). Окончил курсы авиационных мотористов и теоретические курсы лётчиков при Петроградском политехническом институте (1915), Севастопольскую авиационную школу (1916), Военно-воздушную академию РККА имени профессора Н. Е. Жуковского (1926; ныне Военно-воздушная инженерная академия имени профессора Н. Е. Жуковского).

С декабря 1917 по май 1918 член Всероссийской коллегии по управлению Воздушным Флотом, затем комиссар Главного управления (ГУ) РККВФ, главный комиссар авиации Восточного фронта, начальник полевого управления авиации и воздухоплавания при полевом штабе Реввоенсовета Республики. После реорганизации ГУ РККВФ начальник штаба Воздушного флота, помощник начальника ГУВФ РККА по сухопутной авиации (март 1920 — февраль 1921), начальник ГУВФ РККА (до октября 1922). После окончания академии работал за границей. В 1933 назначен начальником транспортной авиации СССР и заместителем начальника ГУГВФ при Совнарком СССР. Погиб в авиационной катастрофе. Награжден орденом Красного Знамени.

Соч.: Стратегия и тактика Красного воздушного флота, М., 1925.

**А. В. Сергеев.**

**Серенсен** Сергей Владимирович (1905—1977) — советский учёный, один из основателей отечественной школы конструкционной прочности в машиностроении, академик АН УССР (1939; член-корреспондент 1936). Почетный доктор наук Высшей технической школы в Праге (1965). После окончания Киевского индустриального (позднее политехнического) института (1926) работал в Институте строительной механики АН УССР (в 1934—1940 — заместитель директора и директор этого института). В 1942—1967 начальник отдела прочности авиационных двигателей в Центральном институте авиационного моторостроения. Предложил градиентную гипотезу подобия усталостного повреждения, впервые обосновал принцип эргодичности для спектров нагружений переменными нагрузками, разработал деформационно-кинетический критерий оценки накопления повреждений при нерегулярном малоцикловом нагружении. Государственная премия СССР (1949). Награждён орденом Ленина, 3 орденами Трудового Красного Знамени, орденом «Знак Почёта», медалями.

**С. В. Серенсен.**

**серийный летательный аппарат** — многократно воспроизведённый образец летательного аппарата, выпущенный заданной партией (серией). Характеризуется одновременным изготовлением нескольких экземпляров, сборка которых осуществляется с использованием поточных линий, конвейеров, специализированного технологического оборудования. Выпуск продолжается, как правило, в течение продолжительного времени. При повторных запусках серии в производство могут вноситься изменения в технологию производства и в конструкцию летательного аппарата с целью снижения его стоимости, улучшения лётно-технических характеристик и эксплуатационной технологичности. Для предстоящей эксплуатации летательного аппарата предусматриваются мероприятия по подготовке лётного состава, могут быть выпущены партии учебно-тренировочных машин. Производственная программа серийных летательных аппаратов составляет от нескольких десятков экземпляров до нескольких десятков тысяч экземпляров.

**сертификат лётной годности** (французское *certificat*, от средневекового латинского *certifico* — удостоверяю) — документ, удостоверяющий соответствие гражданского летательного аппарата определенным типом требованиям действующих *Норм лётной годности* (НЛГ) в пределах установленных условий (ограничений) эксплуатации. **С. л. г.** выдаётся на основании материалов (чертежи, инструкции, результаты расчётов, стендовых и лётных испытаний и др.), подтверждающих соответствие летательного аппарата данного типа НЛГ. Наличие **С. л. г.** даёт право на допуск гражданских летательных аппаратов данного типа к эксплуатации.

**сертификация гражданских летательных аппаратов** — система контроля соответствия характеристик летательного аппарата, его двигателей и оборудования *Нормам лётной годности* (НЛГ). С. — эффективное средство обеспечения безопасности и лётных качеств летательного аппарата, способствующее сокращению объёмов и сроков доводки и лётных испытаний. Система С. предусматривает наличие национальных НЛГ. Отечественная система С. включает обеспечение разработчиком выполнения требований НЛГ при создании летательного аппарата, двигателя и оборудования и оценку их соответствия Нормам на всех этапах создания летательного аппарата, а также контроль за сохранением лётной годности в процессе серийного производства и эксплуатации летательных аппаратов. В С. летательных аппаратов во главе с Госавианадзором СССР участвовали: разработчики летательных аппаратов, двигателей и оборудования; НИИ промышленности и гражданской авиации, из которых главными институтами являлись Лётно-исследовательский институт имени М. М. Громова и Государственный институт гражданской авиации. Основные положения системы С. сформулированы в НЛГ и Правилах сертификации гражданских воздушных судов (1976, 1989). НЛГ и Правила определяют, что обязательным условием для допуска летательного аппарата к эксплуатации является соответствие его действующим НЛГ, подтверждаемое *сертификатом лётной годности* и удостоверением о годности к полётам экземпляра летательного аппарата данного типа. Устанавливаются обязательный порядок и процедуры проведения всех работ по оценке соответствия летательного аппарата Нормам. В НЛГ и Правилах предусмотрены сертификация оборудования и двигателей «до установки на летательный аппарат», сертификация летательного аппарата.

С. проводится с начала проектирования летательного аппарата и включает широкий комплекс исследований и оценок на каждом из этапов создания объекта. В С. важную роль играет разработка программы, в которой должны быть предусмотрены все виды работ, а также необходимые средства (см. рис.).

Обеспечение соответствия летательного аппарата требованиям НЛГ в основном решается на этапах проектирования, постройки макета и постройки летательного аппарата. На этих этапах, и в особенности на этапе лётных испытаний, производится оценка полноты и уровня реализации требований НЛГ в создаваемом летательном аппарате. На этапе разработки эскизного проекта определяются применимость действующих НЛГ к создаваемому летательному аппарату и методы оценки его соответствия НЛГ, формируется программа С. При дальнейшем проектировании и постройке макета учитывается значительная часть требований НЛГ. На макете возможно достаточно полно оценить кабины пилотов, пассажирские салоны (включая аварийные выходы, кресла и аварийно-спасательное оборудование), багажно-грузовые отсеки, состав и расположение бортового оборудования, компоновку силовой установки и другое.

На этапе постройки летательного аппарата в процессе испытаний, проводимых на натуральных и полунатурных стендах, на стенде-тренажёре, и путём математического моделирования, а также лётных испытаний на летающих лабораториях отрабатываются функциональные системы летательных аппаратов — системы управления, электроснабжения, навигационно-пилотажные комплексы, системы жизнеобеспечения. Ведутся исследования последствий отказов функциональных систем, а также динамики полёта с участием лётного состава. В стендовых условиях проводятся детальные испытания конструкции летательного аппарата и его систем на соответствие требованиям НЛГ по прочности летательных аппаратов. В это же время должна осуществляться С. двигателей и оборудования по принципу «до установки на летательный аппарат». Согласно этому принципу все изделия, устанавливаемые на летательный аппарат, должны соответствовать общим для каждой категории изделий НЛГ. Так, С. оборудования «до установки на летательный аппарат» включает оценку соответствия техническим требованиям к оборудованию на основе лабораторных и стендовых испытаний. В процессе испытаний даётся оценка выполнения требований к конструкции, работоспособности и характеристикам оборудования при воздействии внешних факторов (вибраций, температуры, давления и др.), оговорённых в Нормам. Испытания на стендах, тренажёрах и летающих лабораториях позволяют обеспечить максимальную готовность летательного аппарата к лётным испытаниям. Реализация

программы С. позволяет к началу лётных испытаний завершить около 60% сертификационных оценок летательного аппарата и значительно сократить сроки лётных испытаний.

Лётные испытания летательного аппарата являются наиболее ответственным и заключительным этапом С. Они дают возможность всесторонне проверить летательный аппарат и все его функциональные системы (включая двигатели и оборудование) в условиях, наиболее близких к реальной эксплуатации. Количество требований НЛГ, соответствие которым оценивается лётными испытаниями, составляет около 40%. Это, прежде всего, требования к устойчивости и управляемости, прочности, критическим (предельным) режимам полёта, системам управления, силовой установке и навигационно-пилотажным комплексам, а также к безопасности полёта при отказах функциональных систем и в экстремальных внешних условиях (обледенение, низкие метеоминимумы для посадки и др.). Поскольку лётные испытания — один из сложных этапов создания и С. летательного аппарата, оказывающий большое влияние на продолжительность всего цикла создания летательного аппарата, при формировании программ испытаний важную роль играют такие методы и средства, которые позволяют максимально интенсифицировать испытания. К ним относятся проведение лётных испытаний одновременно на нескольких экземплярах летательных аппаратов с конкретными задачами для каждого экземпляра, применение автоматизированной обработки материалов испытаний в темпе полёта и др. Действующие в отечественной практике положения предусматривают *заводские испытания* и государственные сертификационные испытания.

Цель государственных сертификационных лётных испытаний — контрольная оценка и подтверждение соответствия летательного аппарата требованиям НЛГ. Программа этих испытаний формируется с учётом объёма и результатов заводских испытаний. При положительной оценке результатов заводских и государственных испытаний выдаётся сертификат лётной годности на тип летательного аппарата, дающий право начать эксплуатацию летательного аппарата данного типа.

*М. И. Мазурский.*

### Структурная схема сертификации гражданских летательных аппаратов.

**серьёзный инцидент** — инцидент, связанный с возникновением условий, характеризующихся значительным повышением вероятности *авиационного происшествия*, для предотвращения которого требуется либо выполнение экипажем (службами управления и обеспечения полётов) сложных и (или) экстренных действий, не применяемых в условиях нормального полёта, либо благоприятное стечение обстоятельств.

Для **С. и.** характерны следующие признаки: выход воздушного судна за пределы ожидаемых условий эксплуатации; возникновение значительных вредных воздействий на экипаж или пассажиров (дыма, паров едких веществ, токсичных газов, повышенной или пониженной температуры, давления и т. п.); значительное ухудшение характеристик устойчивости и управляемости, лётных или прочностных характеристик; значительное снижение работоспособности членов экипажа; значительное повышение психофизиологии, нагрузки на экипаж; возникновение реальной возможности повреждения жизненно важных элементов воздушного судна в результате пожара, нелокализованного разрушения двигателя, трансмиссии и т. п.; разрушение или рассоединение элементов управления. К **С. и.** относятся также отклонения в функционировании элементов авиационной транспортной системы, при которых указанные признаки не зафиксированы, но могли с высокой вероятностью проявиться в других ожидаемых условиях эксплуатации.

**«Сессна»** — см. «Цессна».

**сжимаемая жидкость** — жидкость, плотность которой является переменной величиной и в общем случае зависит от температуры и давления. Соотношение, связывающее между собой давление  $p$ , температуру  $T$  и плотность  $\{\rho\}$  (или удельный объём), называют уравнением состояния. Для

**С. ж.** (в отличие от *несжимаемой жидкости*) скорость распространения малых возмущений имеет конечное значение (равное скорости звука), с чем связаны многие особенности обтекания тел потоком **С. ж.**

Наиболее простой моделью **С. ж.** является баротропная среда, плотность которой есть функция только давления, то есть  $\{\rho\} = \{\phi\}(p)$ . Если  $\{\phi\}(p) = Cp^n$ , где  $C$  и  $n$  — некоторые постоянные, то движение таких сред называют *политропическим*, а величина  $1/n$  — показателем политропы. Случай  $n = 0$  соответствует несжимаемой жидкости, а при  $n = 1$  имеет место изотермическое течение. **С. ж.**, плотность которой не есть функция только одного давления, называется *бароклинной*. Наиболее распространённой моделью бароклинной жидкости является совершенный газ, удовлетворяющий уравнению Клапейрона  $p = \{\rho\}RT$ , где  $R$  — газовая постоянная, и имеющий постоянные удельные теплоёмкости при постоянном давлении  $c_p$  и постоянном объёме  $c_v$ . Область её применимости ограничена относительно небольшими температурами движущейся среды ( $T \leq 1000^\circ\text{K}$ ). При больших сверхзвуковых скоростях полёта начинают проявляться *реального газа эффекты*, и необходимо пользоваться различными моделями несовершенного газа.

Движение баротропной жидкости описывается *неразрывности уравнением* и *количества движения уравнением*, а для описания течения бароклинной жидкости наряду с ними необходимо привлекать *энергии уравнение* из-за появления новой зависимой переменной — температуры.

*В. А. Башкин.*

**Сианьский авиационный завод** — авиастроительное предприятие Китайской Народной Республики. Основано в 1958. С 1968 выпускал копию советского самолёта Ту-16 (под обозначением Н-6), с 1982 — Ан-24 (У-7). На заводе разработан истребитель-бомбардировщик Н-7 (первый полёт предположительно в 1988). Выпускал также двигатели Вепен 8 (советский РД-3).

**СибНИА** — см. *Государственный союзный сибирский научно-исследовательский институт авиации имени С. А. Чаплыгина*.

**Сивков** Григорий Флегонтович (р. 1921) — советский лётчик, генерал-майор-инженер (1975), дважды Герой Советского Союза (1944, 1945). В Советской Армии с 1939. Окончил военную авиационную школу (1940), Военно-воздушную инженерную академию имени профессора Н. Е. Жуковского (1952). Участник Великой Отечественной войны. В ходе войны был лётчиком-штурмовиком, командиром звена, командиром эскадрильи, штурманом штурмового авиаполка. Совершил 247 боевых вылетов. После окончания Военно-воздушной инженерной академии имени профессора Н. Е. Жуковского на преподавательской работе. Награждён орденами Ленина, Октябрьской Революции, 3 орденами Красного Знамени, орденом Александра Невского, 2 орденами Отечественной войны 1-й степени, орденом Красной Звезды, медалями, а также иностранными орденами. Бронзовый бюст в деревне Мартынове Пермской области.

**Соч.:** Готовность номер один. М., 1973.

**Г. Ф. Сивков.**

**сигнализация внутрикабинная** — система средств сигнализации, используемых для оповещения членов экипажа летательного аппарата о приближении или достижении ограничения (максимально допустимых значений параметров), о режимах работы систем и агрегатов летательного аппарата, об их отказах, о выполнении или невыполнении членом экипажа определенных операций (алгоритма работы) и т. п. Использование системы **С. в.** позволяет упростить контроль, то есть отказаться от периодического контроля параметров и перейти к эпизодическому (только при подаче сигнала), а также обеспечить своевременное включение членов экипажа в контур управления. Назначение **С. в.** — своевременно привлечь внимание членов экипажа к возникшему состоянию (происшедшему событию); раскрыть смысл

происшедшего события путём выдачи сигнальной информации в определенной последовательности; способствовать организации действий членов экипажа, необходимых в данной ситуации. Для своевременного привлечения внимания членов экипажа к возникшему состоянию используются сигналы так называемого сильного привлекающего действия: звуковые различной тональности, тембра и длительности, тактильные (осязательные), сигналы светосигнализаторов в проблесковом режиме.

Входящие в состав системы средства **С. в.** делятся на три вида: визуальные, предназначенные для выдачи световых или несветовых сигналов с помощью светосигнализаторов, электронных индикаторов, переключателей со световой сигнализацией (ламп-кнопок), бленкеров, флажков (планок) или шторок электромеханических индикаторов; звуковые, используемые для выдачи тональных сигналов (звонок, сирена) или речевых сообщений; тактильные, предназначенные для передачи членам экипажа необходимой информации путём воздействия на механорецепторы кожи и мышечно-суставные рецепторы.

Сигналы, выдаваемые **С. в.**, подразделяются на три категории: аварийные, предупреждающие и уведомляющие. Основными критериями для выбора категории сигнала являются степень опасности возникшей ситуации, а также отрезок времени  $T_p$ , которым располагает член экипажа с момента появления сигнальной информации о возникшей ситуации до момента, когда ещё можно предотвратить или прекратить её опасное развитие.

К аварийным относятся сигналы, характеризующие возникновение ситуации, требующей немедленных действий со стороны экипажа, например, сигналы пожара, отказов силовой установки и системы автоматического управления, опасных отклонение от параметров полёта.

Предупреждающими являются сигналы, которые требуют немедленного привлечения внимания, но не требуют быстрых действий, например, сигналы отказов отдельных каналов резервирующих систем, потери контроля информации («нет резерва навигационного вычислителя», «давление масла мало», «вибрация двигателя» и другие). К уведомляющим относятся сигналы, указывающие на нормальную работу систем, выполнение алгоритма работы членами экипажа и т. п.

Аварийные сигналы указывают на приближение или достижение эксплуатационного ограничения по параметрам движения летательного аппарата; к ним относятся сигналы, для которых  $T_p \leq 15$  с. Для предупреждающих сигналов  $T_p > 15$  с. Уведомляющие сигналы по  $T_p$  не регламентируются.

Для системы **С. в.** характерен рост числа сигнализаторов и дублирование выдачи сигналов различными средствами. В связи с этим основными требованиями к **С. в.** являются ограничение числа одновременно выдаваемых сигналов на рабочем месте члена экипажа, выдача их с учётом приоритета, а также группировка сигналов и использование центральных сигнальных огней или районирующих табло. Для этих же целей могут использоваться *экранные индикаторы*.

*М. И. Юровицкий.*

**Сидорин** Иван Иванович (1888—1982) — советский ученый в области металловедения, профессор (1929), доктор технических наук (1958), заслуженный деятель науки и техники РСФСР (1962). Основатель кафедры металловедения в Московском высшем техническом училище и руководитель отдела испытания авиационных материалов в Центральном аэрогидродинамическом институте, на базе которого в 1932 был организован Всесоюзный институт авиационных материалов. По инициативе и под руководством **С. в.** Всесоюзный институт авиационных материалов на несколько десятилетий раньше, чем за рубежом, была создана высокопрочная сталь хромансиль. Государственная премия СССР (1988, посмертно). Награждён орденами Ленина, Трудового Красного Знамени, Красной Звезды.

*Лит.:* Сидорина Н., И. И. Сидорин, в кн.: Советские инженеры, М., 1985.

И. И. Сидорин.

**Сиерва**, **Сьерва** (Cierva), Хуан де ла (1895—1936) — испанский авиаконструктор, создатель *автожира*. После окончания в 1918 высшей школы дорожных инженеров в Мадриде занимался разработкой и постройкой самолётов. Сформулировал основные принципы авторотации несущего винта. В 1919 построил свой первый автожир С-1, который не удалось поднять в воздух, затем два других (в 1921 и 1922), не обладавших устойчивостью. 10 января 1923 на автожире С-4 (рис. в табл. XIV) с шарнирным креплением лопастей был совершён первый непродолжительный полёт, а 31 января 1923 — полёт по замкнутому 25-км маршруту на высоте около 25 м. Летал и автожир С-5 с трехлопастным винтом. Автожир С-6 демонстрировался в 1925 в Великобритании. На автожире С-8L 9 сентября 1928 С. совершил перелёт из Лондона в Париж. С 1928 жил в Великобритании, где ещё в 1925 основал фирму «Сиерва отоджайро» (Cierva Autogyro Co.), серийно выпускавшую известные автожиры С-19 (1929), С-30 (1934), в том числе его вариант с раскруткой несущего винта для вертикального взлёта, и С-40 (1938). Автожиры конструкции С. строились по лицензии во Франции, Германии, Японии и США. Награждён золотой авиационной медалью Международной авиационной федерации и медалью Гуггенхаймов. Погиб в авиакатастрофе. После 1945 фирма С. выпускала вертолёты, в 1951 поглощена фирмой «Сондерс-Ро».

Лит.: [Катышев Г. И.](#), Создатель автожира Хуан де ла Сьерва, М., 1986.

[Х. де ла Сиерва.](#)

**Сикорский** Игорь Иванович (1889—1972) — авиаконструктор и промышленник, один из пионеров авиации в России. Родился в Киеве. Учился в Петербургском морском кадетском корпусе (1903—1906), технической школе Дювиньо де Ланно во Франции (1906—1907), Киевском политехническом институте (1907—1908), школе при аэродроме Жовиси под Парижем (1909). В 1908—1911 построил 2 вертолёт (нелетавших). В 1910 построил свой первый самолёт С-1, силовая установка которого не обладала необходимой для взлёта мощностью, а в 1910—1911 — самолёты С-2, С-3, С-4, С-5. на которых совершил 16 полётов. В 1911 получил диплом лётчика и тогда же установил 4 всероссийских воздушных рекорда (достиг высоты 500 м, дальности полёта 85 км, продолжительности полёта 52 минуты, скорости 125 км/ч). 14 марта 1912 С. на С-6 совершил полёт с 5 пассажирами. В 1912—1913 построил самолёты «Гранд», вскоре названный «*Русский витязь*» (рис. в таблице V), и «*Илья Муромец*» (рис. в таблице VI), положившие начало созданию самолётов с многодвигательной установкой. С апреля 1912 С. главный конструктор Авиоотдела Акционерного общества Русско-Балтийского завода. В 1912—1914 КБ завода создало около 20 опытных самолётов. В сентябре 1912 на авиасоревнованиях в Петербурге С. получил первый приз на С-6Б. В 1918 С. уехал за границу, работал конструктором во Франции, затем с 1919 — в США, где в 1923 основал авиационную фирму (см. «*Сикорский*»). До 1939 создал около 15 типов самолётов. С 1939 занимался созданием вертолётов одновинтовой схемы, получивших широкое распространение, в том числе S-51, S-55, S-61, S-58, S-64, S-65. С. первым начал строить вертолёты с газотурбинными двигателями, вертолёты-амфибии с убирающимся шасси и «летающие краны». На вертолётах С. были впервые совершены перелёты через Атлантический (S-61; 1967) и Тихий (S-65; 1970) океаны (с дозаправкой в воздухе). В память о С. учреждён международный приз его имени, который вручается за создание лучших вертолётов мира.

Лит.: [Катышев Г. И.](#), [Михеев В. Р.](#), Авиаконструктор И. И. Сикорский, М., 1989.

[И. И. Сикорский.](#)

**«Сикорский»** (Sikorsky Aircraft) — вертолётостроительная фирма США. Основана в 1923 *И. И. Сикорским* под названием «Сикорский аэро энджиниринг» (Sikorsky Aero Engineering Corp.), с 1929 — отделение концерна «Юнайтед технолоджис» (United Technologies Corp.) с указанным названием. В 20—30-е гг. выпускала самолёты-амфибии и летающие лодки, среди которых наиболее известны S-40 (первый полёт в 1932), S-42 (1934), VS-44A (1937). В 1929 начала исследования по вертолётам. Первый летающий вертолёт фирмы — VS-300 (1939, см. рис. в

таблице XV). Во время Второй мировой войны создала лёгкий вертолёт R-4 (1942, первый в мире выпускавшийся серийно вертолёт, построено 130). После войны начала выпускать многоцелевой вертолёт S-51 (1946, построено 320), лёгкий транспортный вертолёт S-55 (1949, построено 1282). Наибольшей серией выпускался многоцелевой вертолёт S-58 (1954, построено 1821, военное обозначение H-34). Был разработан палубный вертолёт противолодочной обороны S-61 (1959, обозначение в ВМС США SH-3, см. рис. в таблице XXXIII). На основе S-61 созданы пассажирские вертолёты S-61L (1960) и S-61N (1962), рассчитанные на перевозку 28 пассажиров или 4,9 т груза. На фирме разработан ряд тяжёлых транспортных вертолётов: «летающий подъёмный кран» S-64 (1962, военное обозначение CH-54, см. рис. в таблице XXXIII), S-65 (1964, военное обозначение CH-53), на основе S-65 — самый тяжёлый (на 80-е гг.) зарубежный вертолёт CH-53E с тремя газотурбинными двигателями и семилопастным несущим винтом (1974, см. рис. в таблице XXXVI). В 1974 создан армейский тактический многоцелевой транспортный вертолёт S-70 (военное обозначение UH-60A «Блэк хоук», см. рис. в таблице XXXVI). Его варианты: палубный вертолёт противолодочной обороны SH-60B «Си хоук» (1979, рис. 1), вертолёт РЭБ EH-60A (1981), поисково-спасательный вертолёт HH-60D «Найт хоук» (1984). В 1977 создан лёгкий административный вертолёт S-76 (рис. 2). На его основе разработан лёгкий боевой вертолёт H-76 «Игл» (1985), способный нести до четырёх противотанковых управляемых ракет. К 1990 фирма выпустила около 7 тысяч вертолётов всех типов.

На фирме построены экспериментальные вертолёты S-69 (1973; имеет жёсткий соосный несущий винт, создающий подъёмную силу только на наступающей лопасти; достиг скорости 445 км/ч), S-72 (1976, для испытаний новых несущих систем) и S-75 (1984, с конструкцией из композиционных материалов). Основные программы 80-х гг.: производство вертолётов UH-60A и CH-53E и их вариантов, вертолётов S-76. Основные данные некоторых вертолётов фирмы приведены в таблице.

*В. В. Беляев.*

Таблица — Вертолёты фирмы «Сикорский».

Основные данные	Многоцелевые				«Летающий кран» CH-54B	Противолодочный SH-3H	Военно-транспортный CH-53E	Административный S-76 Mk. 11
	R-4	S-55	S-58	UH-60A				
Первый полёт, год	1942	1949	1954	1974	1969	1972	1974	1982
Число и тип двигателей	1 поршневый двигатель	1 поршневый двигатель	1 поршневый двигатель	2 газотурбинными двигателями	2 газотурбинными двигателями	2 газотурбинными двигателями	3 газотурбинными двигателями	2 газотурбинными двигателями
Мощность двигателя, кВт	138	596	1140	1150	3580	1040	3270	185
Диаметр	11,58	16,15	17,07	16,36	21,95	18,9	24,08	13,11

тр несущ его винта, м								
Число лопаст ей	3	3	4	4	6	5	7	4
Длина вертол ёта с враща ющим ися винта ми, м	14,7	19,1	20,1	19,76	26,97	22,2	30,19	16
Высот а вертол ёта с враща ющим ися винта ми, м	3,77	4,1	4,35	5,23	7,75	5,64	8,66	4,41
Омета емая площа дь, м <sup>2</sup>	105,3	205	230	210,05	378,1	280,5	455	116,77
Макси мальна я взлётн ая масса, т	1,15	3,58	5,72	9,18	19,05	9,53	33,3	4,67
Масса пустог о вертол ёта, т	0,92	2,29	3,53	4,82	8,73	-	15,07	2,54
Макси мальна я перевозимая нагруз								

ка, т:								
в кабине	-	0,6	1,5	-	-	-	13,6	-
на внешней подвеске	-	-	1,8	3,6	10	-	16,33	1,49
Крейсерская скорость полёта, км/ч	100	150	170	290	170	220	280	270
Статический потолок (без учёта влияния земли), м	-	-	1200	1220	2100	2500	2895	3445
Максимальная дальность полёта, км	210	580	435	600	370	1005	2075	1110
Экипаж	1	2	2	2—3	3	4	4	1—2
Число пассажиров	1	10	-	14	-	-	55	12

Рис. 1. Палубный вертолет противолодочной обороны SH-60B «Си хоук».

Рис. 2. Административный вертолёт S-76.

**Силаев** Иван Степанович (р. 1930) — советский государственный деятель, Герой Социалистического Труда (1975). Окончил Казанский авиационный институт (1954). Работал на Горьковском авиационном заводе, пройдя путь от мастера до директора завода. В 1974—1980 заместитель министра, 1-й заместитель министра авиационной промышленности. В 1980—1981 министр станкостроительной и инструментальной промышленности СССР. В 1981—1985 министр авиационной промышленности СССР. С 1985 заместитель председателя Совета Министров СССР, в 1990—1991 председатель Совета Министров РСФСР. Внёс большой вклад в создание и освоение в серийном производстве новых образцов авиационной техники, внедрение новых

технологических процессов, повышение качества изделий, их ресурса и надёжности в эксплуатации. Депутат ВС СССР с 1981. Народный депутат СССР с 1989. Ленинская премия (1972). Награждён 2 орденами Ленина, орденом Октябрьской Революции, медалями.

### И. С. Силаев.

**Силантьев** Александр Петрович (р. 1918) — советский военачальник, маршал авиации (1976), Герой Советского Союза (1941). В Советской Армии с 1938. Окончил Пермскую военную авиационную школу (1939), Сталинградское военное авиационное училище (1940), Военно-воздушную академию (1950; ныне имени Ю. А. Гагарина), Высшую Военную академию (1957; позже Военную академию Генштаба Вооружённых Сил СССР). Участник Великой Отечественной войны. В ходе войны совершил 359 боевых вылетов, сбил 8 самолётов противника. После войны заместитель начальника, начальник управления Генштаба Вооружённых Сил СССР (1964—1969), начальник Главного штаба ВВС (1969—1978), заместитель главнокомандующего ВВС (1978—1980). С 1980 в группе генеральных инспекторов МО СССР. Председатель советского комитета ветеранов войны (1988). Народный депутат СССР (с 1989). Государственная премия СССР (1977). Награждён 2 орденами Ленина, 3 орденами Красного Знамени, 2 орденами Отечественной войны 1-й степени, орденом Отечественной войны 2-й степени, 2 орденами Красной Звезды, орденом «За службу Родине в Вооружённых Силах СССР» 3-й степени, медалями, а также иностранными орденами.

### А. П. Силантьев.

**силовая установка** (СУ) **летательного аппарата** — совокупность авиационного двигателя (двигателей), систем и устройств летательного аппарата, обеспечивающая создание необходимой для полёта тяги. Состав СУ в основном зависит от типа двигателя (см. *Двигатель авиационный*) и типа летательного аппарата (винтовой или реактивный, дозвуковой или сверхзвуковой, обычного или вертикального взлёта и посадки и т. п.). СУ с поршневым двигателем (см. *Винтомоторная установка*) применяются после 50-х гг. ограниченно, главным образом на самых лёгких летательных аппаратах. В СУ самолётов с газотурбинными двигателями (ГТД), широко применяемыми с 50—60-х гг., могут входить следующие типовые системы и устройства: **входное устройство**, включающее *воздухозаборник*, средства его регулирования, защитные устройства (противообледенительные, пылезащитные устройства, шумоглушающие панели); **выходное устройство**, включающее *реактивное сопло*, *шумоглушитель*, *реверсивное устройство*; *гондола* — обтекаемая оболочка, в которую заключён двигатель с устройством для его крепления и некоторые системы СУ; *воздушный винт* — основной *движитель* винтовых самолётов; *топливная система*, включающая *топливные баки*, насосы, арматуру, а также подсистемы заправки (в том числе *заправки топливом в полёте*), аварийного *слива топлива*, противообледенительную, противоперегрузочную, *дренажа и наддува* баков, подачи в баки нейтрального газа; *масляная система* — для смазки двигателя и охлаждения масла; *пусковая система* — для автоматического запуска двигателя на земле и в полёте; **система регулирования**, служащая для задания *режима работы двигателя* от единого рычага в кабине экипажа (или от автопилота), *противопожарной защиты двигателя*, управления другими системами СУ; система контроля работы СУ, состоящая из датчиков, индикаторов, записывающих устройств (*бортовых накопителей*) и т. п.; **противопожарное оборудование**, включающее системы обнаружения и тушения пожара в отсеках СУ; **электрогенераторы и гидронасосы**, необходимые для функционирования систем летательного аппарата, устанавливаемые обычно на двигателе на коробке приводов агрегатов; **система отбора сжатого воздуха** из компрессора двигателя; **система охлаждения** (вентиляции) в гондоле, включающая заборники воздуха, каналы, теплообменники, элементы их регулирования; *вспомогательная силовая установка*, состоящая из небольшого вспомогательного газотурбинными двигателями и систем, обеспечивающих его работу.

Масса СУ с турбореактивным двухконтурным двигателем (ТРДД) и турбореактивным двигателем составляет соответственно 1,2—1,6 и 1,9—2,2 массы двигателя. Тяга, экономичность, а также

газодинамическая устойчивость и шум СУ зависят от характеристик входного и выходного устройств и воздушного винта, которые должны быть оптимально согласованы с компоновкой и характеристиками летательного аппарата и с двигателем. В свою очередь двигатель при работе с этими устройствами должен обеспечивать заданные лётно-технические характеристики при минимальном *шуме двигателя и эмиссии вредных веществ*. В СУ сверхзвукового самолёта применяются, как правило, сверхзвуковые входное и выходное устройства, существенно влияющие на характеристики двигателя и внешнее сопротивление летательного аппарата.

СУ вертолётов, самолетов короткого взлета и посадки и самолетов вертикального взлета и посадки отличаются характерными особенностями. На вертолётах используются несущие винтовые системы (*несущие винты*) и *рулевые винты*, имеющие специальные системы их регулирования, на самолетах вертикального взлета и посадки (самолетов короткого взлета и посадки) осуществляется *управление вектором тяги*, применяются *подъемные двигатели* и *подъёмно-маршевые двигатели*, могут устанавливаться турбовентиляторные подъёмные агрегаты, эжекторные усилители.

*Лит.:* Авиационные силовые установки. Системы и устройства, 2 изд., М., 1976.

В. М. Вуль.

**силовой набор летательного аппарата** — система стержневых и балочных элементов, установленных в соответствии с *конструктивно-силовой схемой летательного аппарата*; воспринимает нагрузки и обеспечивает жёсткость контура конструкции. Различают продольный и поперечный наборы. К **продольному С. н.**, располагаемому вдоль оси летательного аппарата или его элементов, относятся *лонжероны, стрингеры, бимсы, силовые панели* и другие конструктивные элементы, воспринимающие продольные нагрузки. К **поперечному С. н.**, расположенному перпендикулярно к оси летательного аппарата или к оси продольных элементов, относятся *нервюры, шпангоуты* и другие элементы конструкции, служащие для передачи поперечных нагрузок и сохранения внешней и внутренней формы агрегата. Для дополнительного повышения местной и общей жёсткости каркаса летательного аппарата элементы **С. н.** в местах пересечения скрепляются между собой болтами, заклёпками, сваркой и т. п. В высоконагруженных конструкциях жёсткая обшивка (оболочка), связанная с продольным и поперечным наборами болтами, заклёпками и т. п., обеспечивает эффективную передачу нагрузок и одновременно увеличивает общую жёсткость каркаса летательного аппарата. Наличие трёх отдельно работающих конструктивных элементов — продольного набора, поперечного набора и обшивки — позволяет конструктору гибко, в зависимости от преобладающих нагрузок, выбирать различные соотношения жесткостей и площадей элементов летательного аппарата, обеспечивая при этом минимальную массу конструкции.

**Симонов** Михаил Петрович (р. 1929) — советский авиаконструктор. Окончив в 1954 Казанский авиационный институт (КАИ), преподавал в нем и возглавлял лабораторию. В 1959 при КАИ основал ОКБ спортивной авиации, где был главным конструктором и одновременно инструктором и лётчиком-буксировщиком авиаспортклуба. В ОКБ созданы планеры КАИ-6, первые в СССР цельнометаллические рекордные планеры КАИ-11, КАИ-12, КАИ-14, КАИ-17, КАИ-19 и др. В 1969—1976 заместитель главного конструктора на заводах Министерства авиационной промышленности, затем главный конструктор и первый заместитель генерального конструктора ОКБ имени П. О. Сухого. В 1979—1983 заместитель министра авиационной промышленности с 1983 генеральный конструктор ОКБ имени П. О. Сухого. Принимал участие в создании сверхзвукового фронтового бомбардировщика Су-24, штурмовика Су-25 и их модификации, руководил постройкой спортивно-пилотажного самолёта Су-26, истребителя-перехватчика Су-27 и их модификаций. Инициатор создания при ОКБ юношеской планерной школы. Народный депутат СССР с 1969. Ленинская премия (1976). Награждён орденом Трудового Красного Знамени. Портрет см. на стр. 522.

М. П. Симонов.

**«Син Мейва»**, **«Шин мейва»** (Shin Meiwa Industry Co., Ltd), — самолётостроительная фирма Японии. Образована в 1949 на базе известной в прошлом самолёто- и двигателестроительной фирмы «Каваниси» (Kawanishi Kokuki KK), основанной в 1928 и выпускавшей главным образом военные самолёты, в том числе широко применявшиеся во Второй мировой войне разведывательные летающие лодки Н6К с четырьмя поршневыми двигателями (первый полёт в 1936) и Н8К (1941, см. рис. в таблице XXII), истребители НИК1 (1942, поплавковый), НИК1-Ј (1941) и НИК2-Ј (1943). Сначала «С. м.» выпускала неавиационную продукцию, затем ремонтировала военные самолёты США и Японии, участвовала в производстве самолёта противолодочной обороны Р2Ј (вариант американского самолёта Локхид Р2V-7) и японского пассажирского самолёта YS-11. Самостоятельно разработала летающие лодки (самолеты короткого взлёта и посадки) PS-1 (1967, см. рис. в таблице XXXV) для противолодочной обороны и US-1 (1974) для поисково-спасательных операций. Участвует в авиационных программах других японских фирм.

**«Сингапур Эрлайнс»** (Singapore Airlines, SIA) — авиакомпания Сингапура. Осуществляет перевозки в страны Западной Европы, Азии, Ближнего Востока, а также в США, Канаду и Австралию. Основана в 1972. В 1989 перевезла 6,6 миллионов пассажиров, *пассажирооборот* 30,46 миллиардов пассажиро-км. Авиационный парк — 39 самолётов.

**синоптические процессы** (от греческого *synoptikōs* — способный всё обозреть) — атмосферные макромасштабные процессы. **С. п.** являются причиной режима погоды (состояния и её смены) на больших географических пространствах. К **С. п.** относятся перемещение воздушных масс, возникновение, перемещение и эволюция *атмосферных фронтов, циклонов и антициклонов*. Анализ физических закономерностей развития **С. п.** в значительной толще атмосферы служит основой синоптического метода прогнозов погоды, имеющих важное значение для метеорологического обеспечения полётов. Прогноз развития **С. п.** предшествует прогнозу метеорологических элементов (погоды). Существующие методы позволяют с удовлетворительной точностью прогнозировать развитие **С. п.** в средней тропосфере над Северным полушарием на срок 2—3 суток.

**синтетическое топливо** — искусственное жидкое углеводородное топливо для двигателей внутреннего сгорания, получаемое на базе переработки твёрдых горючих ископаемых (бурых и каменных углей, нефтяных сланцев, битуминозных песков).

Большое развитие производство **С. т.** получило в Германии во Вторую мировую войну. В 1942—1944 общая выработка **С. т.** на базе твёрдых горючих ископаемых в Германии составила около 5 миллионов т в год. В СССР интенсивные исследования в области получения **С. т.** относятся к 30—50-м гг. После открытия богатых нефтью месторождений производство **С. т.** стало нерентабельным, и интерес к проблеме **С. т.** ослабел. Исследования по получению **С. т.** вновь начались в конце 70 — начале 80-х гг. Запасы твёрдых горючих ископаемых значительно превышают запасы нефти, поэтому в перспективе **С. т.** могут стать основными видами топлив для двигателей внутреннего сгорания, в том числе воздушно-реактивных.

Выбор сырья для производства **С. т.** в разных странах определяется запасами того или иного вида горючих ископаемых, уровнем развития технологии их переработки и экономическими соображениями. Технология производства **С. т.** включает две основные стадии: получение из твёрдых горючих ископаемых «синтетической» нефти с использованием процессов полукоксования, деструктивной гидрогенизации, термического растворения и др. и её переработку с использованием традиционных процессов нефтехимии. Современные процессы производства **С. т.** позволяют получать продукты, по качеству близкие к продуктам, получаемым из нефти. В начале 80-х гг. из продуктов переработки угля и нефтяных сланцев в СССР и США с применением процессов глубокого гидрирования были получены опытные образцы реактивных топлив, отвечающие всем требованиям современных стандартов. Топлива характеризовались повышенной плотностью (объёмной теплотой сгорания) из-за высокого содержания в них

многоядерных нафтеновых углеводородов. При умеренной гидрогенизации в топливе повышается содержание ароматических углеводородов (до 25—33% по массе) и азотистых соединений, ухудшаются характеристики горения и увеличивается эмиссия токсичных оксидов азота.

*Лит.:* Химические вещества из угля. пер. с нем., М., 1980.

*Г. И. Ковалёв.*

**синхронизатор** (от греческого  $\sigma\{\text{y}}\text{hchronos}$  — одновременный) в авиационном стрелковом оружии — механизм, обеспечивающий возможность стрельбы из авиационных пулемётов (пушек) через плоскость вращения воздушного винта. Синхронизация стрельбы и вращения винта предотвращает попадание пули (снаряда) в лопасть винта. Впервые С. нашли применение в период Первой мировой войны. До изобретения С. для стрельбы через круг, ометаемый винтом, на его лопастях устанавливались отсекатели, при попадании в которые пули рикошетировали в сторону (на этом терялось около 25% боекомплекта).

**система автоматизированного проектирования** (САПР) авиационной техники — организационно-техническая система, обеспечивающая автоматизацию проектирования летательных аппаратов, двигателя и других объектов авиационной техники через методическое, программное, техническое, информационное и организационное обеспечение и соответствующую структуру проектного предприятия. **Методическое обеспечение** состоит из методов, математических моделей и языков описания объектов, а также нормативно-технической документации по проектированию. **Программное обеспечение** включает пакеты прикладных программ, сервисные программные средства и компоненты математического обеспечения ЭВМ. **Техническое обеспечение** составляют ЭВМ, их периферийные устройства и другие устройства вычислительной и организационной техники. **Информационное обеспечение** образуют банки данных и системы управления базами данных (информационно-справочные системы). К организационному обеспечению относятся положения, инструкции, руководства и другие документы, определяющие взаимодействие подразделений проектного предприятия и отдельных лиц при разработке, внедрении и эксплуатации системы. САПР как сложная техническая система создаётся в соответствии с принципами включения, системного единства, развития, комплексности, информационного единства, совместимости, инвариантности. Принцип включения предполагает, что требования к САПР некоторого изделия (например, двигателя) или подсистеме САПР определяются со стороны САПР изделия более высокого уровня (например, самолёта) или системы в целом. **Принцип системного единства** предусматривает обеспечение связей между подсистемами и компонентами САПР, совместимость средств обеспечения и наличие подсистемы управления. **Принцип развития** требует функционирования САПР как развивающейся открытой системы, в которой предусмотрена возможность замены существующих компонентов и включения новых. Принцип комплексности предусматривает связанность проектирования объекта как целого и его элементов на всех стадиях разработки. **Принцип информационного единства** предполагает использование единой терминологии, способов представления данных, условных обозначений и т. д., принятых соответствующими нормативными документами отраслевого значения. **Принцип совместимости** требует согласования языков, символов и технических характеристик средств связи между компонентами для обеспечения совместного функционирования всех подсистем и системы в целом. **Принцип инвариантности** предусматривает требования к построению компонентов, функционирование которых непосредственно не связано с конкретным объектом проектирования, что способствует снижению затрат при разработке САПР.

В зависимости от проектируемого объекта САПР авиационной техники распадается на ряд автономных систем — САПР самолёта (вертолёта), двигателя и др. САПР осуществляет проектирование объекта от первичного описания на стадии технического предложения до изготовления и стендовых или лётных испытаний. Структурно САПР включает функциональные (объектные) подсистемы, решающие целевую задачу, и подсистемы управления ходом разработки объекта. Функциональные подсистемы САПР решают три основные задачи: проектирование

объекта на этапе технических предложений (аванпроекта) и эскизного проектирования; конструирование агрегатов, узлов и деталей изделий; технологическую подготовку производства. Функциональные подсистемы обеспечивают также автоматизацию экспериментальных исследований, включая проектирование экспериментальных объектов, моделей и т. п., и обработку получаемых при испытаниях данных. Проектирование объекта на стадии технических предложений осуществляется в САПР с помощью подсистемы формирования его облика, которая позволяет проектировщику в режиме диалога с ЭВМ решать задачу автоматизации проектирования летательного аппарата или другого объекта с использованием математической модели объекта, банка возможных технических решений, а также опыта и интуиции проектировщика. Подсистема оптимизации параметров летательного аппарата имеет структуру, аналогичную структуре подсистемы формирования облика, однако использует более точные и трудоёмкие методы, свойственные стадии эскизного проектирования. Принцип развития САПР в подсистемах проектирования находит отражение в виде модульной структуры, когда каждый из программных блоков (модулей), составляющих математическая модель объекта, взаимозаменяем по входу — выходу с другими блоками аналогичного назначения, но реализующими иной метод решения задачи. Модульность позволяет настраивать математическую модель на решение специфической задачи. При этом каждый из блоков имеет необходимую чувствительность и точность в рассматриваемом диапазоне изменения параметров и характеристик. Эффективным методом использования САПР для формирования облика летательного аппарата и эскизного проектирования является диалог с ЭВМ коллектива проектировщиков. Каждый из них является специалистом в одной области (аэродинамика, прочность и др.) или системотехником. Для выполнения такой работы необходимы специальные технические и программные средства. Подсистемы конструирования в САПР тесно связаны с подсистемой технологического проектирования (САПР-Т), являющейся одновременно частью *автоматизированной системы технологической подготовки производства*. Включение подсистем технологического проектирования в САПР позволяет избежать затрат на изменение *конструкторской документации* в процессе технологической подготовки производства.

Подсистемы управления ходом разработки (например, *Автоматизированная система весового контроля*) не влияют непосредственно на значения параметров и характеристики проектируемого объекта. Они служат средством, с помощью которого руководитель проекта добивается намеченного технического уровня изделия. Использование САПР позволяет увеличить число рассматриваемых вариантов проекта, применить новейшие технические решения на стадии технического предложения, повысить скорость обмена информацией и её достоверность при взаимодействии подразделении проектного предприятия. На ранних стадиях проектирования становится возможным использование более точных и трудоёмких методов путём автоматизации подготовки исходных данных, получение экспериментальных данных на стадии эскизного проектирования. Всё это повышает качество выпускаемого проекта. Автоматизация конструирования и технологической подготовки производства позволяет повысить качество конструкторской документации и сократить сроки постройки опытного изделия.

*Л. М. Шкадов.*

**система автоматического управления ГТД** — совокупность устройств, автоматически обеспечивающих выполнение с требуемой точностью выбранных программ управления газотурбинным двигателем летательного аппарата на установившихся и переходных режимах его работы. **С. а. у. ГТД** выполняет следующие основные функции: 1) автоматическое управление пуском двигателя с выходом на режим малого газа при всех заданных условиях эксплуатации; 2) быстрый и безопасный для двигателя переход на другие режимы работы при управлении двигателем или при резком изменении внешних условий; 3) поддержание заданного *режима работы двигателя* или его изменение в соответствии с программами управления; 4) исключение выхода двигателя на опасные режимы работы, на которых недопустимо снижаются запасы прочности деталей или же нарушается устойчивость процессов в компрессоре, камере сгорания, форсажной камере или входном устройстве. При этом регулируются следующие параметры,

характеризующие режимы работы двигателя: частота вращения ротора турбокомпрессора, температура газов, *степень повышения давления* в компрессоре, степень понижения давления в турбине, скольжение роторов турбокомпрессоров и др.

**С. а. у. ГТД** могут быть классифицированы по таким признакам: по числу контуров управления (одно-, многоконтурные), по виду управляющего воздействия (непрерывные, дискретные), по виду используемой энергии (гидромеханические, пневматические, электрические и комбинированные). По способу объединения различных типов регуляторов **С. а. у. ГТД** могут быть: **гидроэлектронные**, в которых все основные функции регулирования производятся с помощью гидромеханических счётно-решающих устройств, и только для выполнения некоторых функций (ограничение температуры газа, частоты вращения ротора турбокомпрессора и др.) используются электронные регуляторы; **супервизорные**, в которых электронные регуляторы используются для коррекции в ограниченной области работы гидромеханических регуляторов, непосредственно воздействующих на исполнительные органы; **электронно-гидравлические**, в которых основные функции регулирования осуществляются с помощью электронных устройств (аналоговых или цифровых), а отдельные функции — с помощью гидромеханических и пневматических регуляторов; полностью **электронные системы**, в которых все функции регулирования выполняются средствами электронной техники, а исполнительные органы могут быть гидромеханическими или пневматическими.

Электронная часть типовой электронно-гидравлические системы регулирования турбореактивного двухконтурного двигателя содержит каналы ограничения максимальной частоты вращения вентилятора, ограничения температуры газа за турбиной, управления направляющими аппаратами вентилятора, селектор сигналов минимального уровня и преобразователь выходного сигнала селектора в сигнал с широтно-импульсной модуляцией.

Гидромеханическая часть системы содержит регулятор частоты вращения компрессора с центробежным тахометром, селектор, усилитель с электромагнитным клапаном, автомат приёмности, ограничитель максимального давления воздуха за компрессором, автомат запуска.

Согласование каналов управления, воздействующих на изменение подачи топлива в основную камеру сгорания, осуществляется с помощью селектирующих устройств электронного и гидромеханических регуляторов. Система автоматического управления турбореактивным двухконтурным двигателем с форсажем дополнительно включает систему регулирования подачи топлива в форсажную камеру сгорания и систему управления площадью критического сечения реактивного сопла. См. также *Регулирование двигателя*.

*Лит.:* Шевяков А. Д., Автоматика авиационных и ракетных силовых установок, 3 изд., М., 1970; Черкасов Б. А., Автоматика и регулирование воздушно-реактивных двигателей, 2 изд., М., 1974; Гаевский С. А., Морозов Ф. Н., Тихомиров Ю. П., Автоматика авиационных газотурбинных силовых установок, М., 1980.

*В. Н. Силук.*

**система единого времени** (СЕВ) **бортовая** — служит для формирования и хранения шкалы времени на борту летательного аппарата, синхронизации её с единой шкалой времени по сигналам радиостанций Государственной службы времени и частоты или через спутниковую навигационную систему и выдачи потребителям (системам бортового оборудования летательного аппарата) сигналов точного времени. Суммарная средняя квадратичная погрешность хранения бортовой шкалы времени современных СЕВ не превышает 1 мкс за 1 ч автономной работы, а среднее квадратичное отклонение относительной погрешности выходной частоты при постоянной температуре не более  $2 \cdot 10^{-11}$ .

С помощью СЕВ решаются задачи общего и специального самолётовождения, навигации, например, обеспечения высокой степени синхронизации: при полёте строем и встрече в воздухе

нескольких летательных аппаратов; при пассивном дальномерном режиме работы радиотехнических систем навигации аппаратуры летательного аппарата и наземной станции; в процессе проведения лётных испытаний прецизионных систем навигации и посадки при передаче информации от испытываемой системы и эталонных средств.

**система жизнеобеспечения** (СЖО) — комплекс технических средств (устройств, агрегатов и запасов веществ), обеспечивающих необходимые условия жизнедеятельности экипажа и пассажиров летательного аппарата в течение всего полёта. Поскольку организм человека сохраняет жизнедеятельность лишь в пределах небольших отклонений от нормальных наземных условий, то функция СЖО заключается в создании на любой высоте полёта летательного аппарата для экипажа и пассажиров условий жизнедеятельности и функционирования, близких к имеющимся на земле.

В задачу СЖО входит поддержание в кабинах требуемых значений давления, скорости изменения давления, температуры, влажности, скорости движения и расхода воздуха, парциального давления кислорода, углекислого и других газов; очистка воздуха от вредных примесей; защита экипажа и пассажиров от вредного воздействия шума, солнечной радиации и др. Эти задачи решаются с помощью ряда частных систем (подсистем) всего комплекса СЖО, обеспечивающих соответствующие стороны жизнедеятельности организма (газообмен, теплообмен) и условия для поддержания необходимой работоспособности.

СЖО могут быть коллективными (СЖО многоместных кабин экипажа, салонов пассажирских самолётов) и индивидуальными (СЖО отделяемых капсул, кабин одноместных летательных аппаратов; см. рис.). Одним из эффективных способов обеспечения работоспособности экипажей летательных аппаратов и необходимых жизненных условий для пассажиров гражданских самолётов является применение *гермокабин с системами кондиционирования воздуха* (СКВ).

Давление воздуха в кабинах пассажирских и транспортных самолётов должно поддерживаться не ниже 74,5 кПа. При этом предупреждается развитие высотной декомпрессионной болезни (см. *Декомпрессия*) и выраженной кислородной недостаточности. В кабинах боевых самолётов с продолжительностью полёта до 2 ч допускается минимальное давление около 36 кПа, а при длительности более 2 ч — 46,5—41,3 кПа. Такие параметры давления и времени его выдерживания достаточны для профилактики высотной декомпрессионной болезни, но требуют дополнительного кислородного обеспечения экипажа. Из-за низкой способности организма человека быстро выравнивать давление в полужамкнутых полостях (главным образом в полостях среднего уха и придаточных пазух носа) с изменяющимся внешним давлением существуют ограничения скорости повышения давления в кабине до 660 Па/с и скорости снижения до 1330 Па/с (при перевозке пассажиров эти параметры составляют соответственно 24 и 33 Па/с). Для исключения попадания вредных примесей из окружающей среды в кабину в ней всегда поддерживается небольшое избыточное давление.

В кабинах летательных аппаратов должна устанавливаться температура 20—25{°}С через 10—20 минут полёта. На непродолжительное время (10—20 минут) допускается понижение температуры в кабине до 5{°}С и повышение до 45{°}С. Перепад температуры воздуха в области головы и ног не должен превышать 5{°}С. Для улучшения гигиенических условий в кабине предусматриваются индивидуальные воздушно-душирующие устройства и вентиляторы, с помощью которых можно регулировать интенсивность подачи и направление потока вентиляционного воздуха на лицо и туловище. Кроме того, для создания комфортных условий используются подсистемы кондиционирования воздуха специального снаряжения экипажа, которые обеспечивают температуру подаваемого воздуха в пределах 10—80{°}С при его расходе от 250 до 450 л/мин. Скорость движения воздуха в кабине на рабочих местах экипажа не должна превышать 1,5 м/с, а в местах размещения пассажиров — 0,5 м/с. Необходимый температурный режим в кабинах летательного аппарата наряду с охлаждением и нагревом воздуха с помощью СКВ обеспечивается также применением теплоизоляции стенок кабины. В зависимости от назначения, скорости и высоты полёта для кабин летательных аппаратов применяют различные

способы тепловой защиты (см. *Теплоизоляционные материалы*).

Относительная влажность воздуха в кабинах летательных аппаратов при полётах до 4 ч строго не регламентируется. В более длительных полётах оптимальное значение влажности воздуха составляет 40—60%. В целях улучшения *микrokлимата кабин* летательного аппарата разрабатываются устройства для увлажнения и ионизации воздуха.

Системы наддува и кондиционирования воздуха кабины используются также для удаления продуктов жизнедеятельности и вредных примесей. Парциальное давление углекислого газа в кабине летательного аппарата не должно быть более 0,26—0,93 кПа, концентрация оксида углерода — 0,02 мг/л, паров топлива — 0,3 мг/л, продуктов термического разложения минеральных масел — 0,005 мг/л. Эффективное удаление вредных примесей из воздуха обеспечивается при кратности обмена воздуха в течение 1 ч не менее 5 в кабине экипажа и не менее 20 в пассажирском салоне.

Защита экипажа и пассажиров от внешнего шума осуществляется с помощью звукоизоляции стенок кабины. Для поглощения внутрикабинного шума, создаваемого главным образом движущимся по трубопроводам вентиляционным воздухом, применяются глушители. Уровень шумов в кабине летательного аппарата не должен превышать значений, устанавливаемых Нормами шума. Обычно допустимые уровни акустических шумов регламентируются медико-техническими требованиями на конкретный летательный аппарат и используемое экипажем защитное снаряжение.

Отдельные элементы СЖО и её подсистем (кабина, кресло, снаряжение и т. д.) служат также для защиты экипажа и пассажиров от вибраций. Для дополнительного питания кислородом экипажа и пассажиров применяется *кислородное оборудование*.

Для защиты членов экипажа летательного аппарата от воздействия неблагоприятных факторов наряду с бортовыми системами применяется носимое защитное снаряжение, например, высотнo-компенсирующие и противоперегрузочные костюмы, защитные и герметичные шлемы, скафандры и т. д. (см. *Высотное снаряжение*).

Необходимость в технических средствах обеспечения жизнедеятельности экипажа существенно возрастает с увеличением продолжительности полёта. В длительных (многочасовых) полётах наряду с нерегенеративными подсистемами СЖО, предусматривающими наличие бортовых запасов кислорода, воздуха, воды и т. д., применяют подсистемы, основанные на регенерации этих веществ на борту летательного аппарата в полете.

*Ю. А. Нагаев. И. Н. Черняков.*

Схема системы жизнеобеспечения лётчика: 1 — исполнительная заслонка регулятора температуры воздуха; 2 — фильтр воздуха; 3 — автомат давления противоперегрузочного костюма; 4 — линия вентиляции защитного снаряжения; 5 — объединённый разъём коммуникаций; 6 — самолётное переговорное устройство; 7 — заслонка крана питания кабины; 8 — теплозвукоизоляция кабины; 9 — выпускной клапан; 10 — автомат регулирования давления воздуха в кабине; 11 — коллектор подачи воздуха; 12 — остекление (фонарь) кабины; 13 — кран питания кабины; 14 — датчик температуры; 15 — катапультное кресло; 16 — регулятор температуры воздуха; 17 — вентиль; 18 — редуктор; 19 — кислородный прибор.

**система кондиционирования воздуха** (СКВ) в летательном аппарате — совокупность технических средств для создания и поддержания в наземных условиях и во время полёта параметров воздушной среды, обеспечивающих благоприятные условия для жизнедеятельности экипажа и пассажиров, работы бортового оборудования. СКВ обеспечивает приготовление, перемещение, распределение воздуха, а также контроль, управление и автоматическое регулирование параметров воздушной среды. В современном виде СКВ на летательных аппаратах начали широко применяться с начала 50-х гг. Параметры воздушной среды (температура, давление, относительная

влажность, чистота, состав, скорость движения) задаются физиолого-гигиеническими или технологическими требованиями и обеспечиваются наддувом и вентиляцией кабины экипажа, пассажирских салонов, приборных и бытовых отсеков воздухом.

В качестве источников воздуха используются компрессоры силовой установки либо кабинные нагнетатели с приводом от электродвигателей или вспомогательной силовой установки. Уровень температуры, до которой охлаждается воздух в теплообменных агрегатах, зависит от типа, назначения, режима полёта летательного аппарата, температуры воздуха у земли (см. *Система жизнеобеспечения*). В СКВ наиболее часто используются различные комбинации методов охлаждения воздуха: передача теплоты атмосферному воздуху или более холодной жидкости (например, топливу) в теплообменнике; расширение сжатого воздуха в турбохолодильнике; передача теплоты испаряющемуся хладагенту в холодильных установках замкнутого типа. Кондиционированный воздух отводит из гермокабины и технических отсеков избытки теплоты и продукты жизнедеятельности.

В состав бортовой СКВ обычно входят: тепло- и массообменные агрегаты (теплообменники, турбохолодильники, осушители, увлажнители и т. п.) аппаратура управления и автоматического регулирования (датчики, преобразователи, коммутаторы, блоки управления, запорные, регулирующие краны, заслонки); система распределения воздуха (трубопроводы, коробка, клапаны); аппаратура контроля работы СКВ и сигнализации отказов (датчики, преобразователи); вспомогательное оборудование (озонаторы, глушители, вентиляторы, поглотители, фильтры и т. д.).

Надёжная и устойчивая работа СКВ обеспечивается дублированием ряда агрегатов, в частности в системе регулирования давления, и высокой степенью автоматизации управления системы. Для повышения экономичности СКВ используется рециркуляция воздуха. Доля рециркуляционного воздуха может изменяться (в зависимости от типа и назначения летательного аппарата) от 0 в СКВ открытого до 1 в СКВ замкнутого типа. В СКВ замкнутого типа воздух в гермокабину подаётся лишь для компенсации утечек, парциальное давление кислорода поддерживается в необходимых пределах подачей его от баллонов или газификаторов.

*И. А. Копчиков.*

**система отображения информации** (СОИ) на летательном аппарате — совокупность приборов, индикаторов, сигнализаторов, устанавливаемых на рабочих местах членов экипажа летательного аппарата в соответствии с определенными правилами; предназначается для выдачи информации членам экипажа о состоянии летательного аппарата, его положении в пространстве, о работе силовой установки и бортового оборудования. СОИ — важная часть эргатической системы «Экипаж — летательный аппарат — среда» (см. *Эргономика авиационная*), без которой невозможно функционирование этой системы.

Основные характеристики СОИ — состав (число и вид) входящих в неё средств и их компоновка на рабочем месте экипажа. Состав СОИ определяется назначением летательного аппарата, составом экипажа и его размещением в кабине, составом бортового оборудования. В СОИ входят: средства индикации пилотажно-навигационных параметров, параметров силовой установки, параметров систем летательного аппарата (гидравлической, энергоснабжения, кондиционирования и др.), а также параметров специальных систем (прицельных, управления оружием, разведки); система *сигнализации внутрикабинной*. СОИ, в состав которых входят индикаторы, выдающие обобщённую информацию, называют интегральными.

Для повышения быстроты и точности восприятия членами экипажа поступающей информации при проектировании СОИ выполняют основные эргономические требования. В частности, обеспечиваются: максимальное ограничение объёма одновременно выдаваемой членам экипажа информации (с сохранением резерва пропускной информационной способности для решения дополнительных задач); концентрация и централизация выдачи информации в пределах площади

*приборной доски*; наглядность выдаваемой информации, облегчающая быстрое и правильное её восприятие и переработку; выдача информации в обработанном и обобщённом виде, исключающем необходимость экипажу выполнять вычислительные и логические операции, обобщать разрозненные данные, запоминать предельно допустимые значения параметров и т. п.; рациональное оформление лицевой части индикаторов и сигнализаторов с использованием мнемосхем, кодирования элементов с помощью формы, цвета, размеров, размещения; исключение при использовании СОИ частой переадаптации и перееакомодации глаз членов экипажа.

СОИ представляют собой многоуровневые системы, относящиеся к классу больших систем. На тяжёлых самолётах в их состав входят до 300 сигнализаторов (включая речевые) и до 100 индикаторов (в основном электромеханические), значительное число которых являются комбинированными. Другая особенность современных СОИ — «сращивание» их с системами управления посредством встраивания индикаторов в пульта управления, использования мнемосхем и сигнальных ламп-кнопок. Так как объём информации, выдаваемой СОИ членам экипажа летательного аппарата (особенно лётчикам и бортиженерам), и число средств отображения информации на их рабочих местах непрерывно возрастают, то развитие СОИ идёт по пути всё большего использования *экранных индикаторов*. Обобщёнными характеристиками качества СОИ являются время и точность восприятия членами экипажа выдаваемой информации.

*М. И. Юровицкий.*

**система сбора полетной информации на летательном аппарате** — устанавливается для регистрации параметров полёта, работы силовых установок, систем управления, энергопитания, жизнеобеспечения и т. п., работоспособность которых влияет на успешное проведение полёта, а также переговоров экипажа. Получаемая информация обрабатывается непосредственно на борту летательного аппарата в полёте или на земле после завершения полёта. Полученные результаты используются для контроля (*технической диагностики* и прогнозирования) технического состояния систем; для оценки правильности и полноты выполнения экипажем наставлений и руководств по лётной эксплуатации; для определения причин лётных происшествий при их расследовании; для накопления статистической информации по лётной эксплуатации летательного аппарата и уточнения нормативно-технической документации. **С. с. п. и.** состоит из технических устройств, обеспечивающих получение необходимых сигналов от контролируемых систем, преобразование этих сигналов и их последующую регистрацию на *бортовом накопителе*. В зависимости от характера и особенностей контролируемых систем регистрация параметров производится непрерывно или дискретно (например, при включении или выключении устройств).

**система улучшения устойчивости и управляемости (СУУ) самолёта** — комплекс технических устройств для улучшения *устойчивости и управляемости* статически устойчивого самолёта (см. *Статическая устойчивость*) с *бустерным управлением*. В состав СУУ обычно входят: автомат регулировки (АРУ) по режимам полёта (высоте, скорости и т. п.) *передаточного отношения* (усиления) в проводке управления; автомат регулировки *рычагов управления загрузки* (АРЗ), который обычно совмещается с механизмом триммерного эффекта, снимающим нагрузку с ручки управления (штурвала) в полёте на установившемся режиме; *демпферы* колебаний по крену, тангажу и рысканию, включающие гироскопические датчики угловых скоростей, электронные усилители, фильтры, *сервоприводы*, включаемые в проводку управления по принципу раздвижной тяги и обеспечивающие пропорциональность отклонения *органов управления* угловым скоростям самолёта (в некоторых случаях помимо сигналов угловых скоростей в сервоприводы подаются сигналы, пропорциональные перегрузкам, углам атаки и скольжения, вводятся перекрёстные связи между каналами управления, например, между каналами управления креном и курсом). В некоторых случаях в структуру СУУ вводят и другие устройства. Такие СУУ обеспечивают именно улучшение устойчивости и управляемости летательного аппарата, но, в отличие от *электродистанционных систем управления* (ЭДСУ), не могут кардинально изменить их (см., например, *Непосредственное управление подъёмной и боковой силами*).

Механические и электронные устройства СУУ обычно не резервированы и при отказах либо уходят в крайнее положение, либо становятся в нейтральное положение или положение, соответствующее моменту отказа. При проектировании таких СУУ предусматривают, чтобы возмущения, изменения устойчивости и управляемости, вызываемые этими отказами, не приводили к возникновению аварийной ситуации: летательный аппарат не должен резко менять режим полёта и выходить за установленные ограничения, лётчик должен иметь возможность парировать возмущение движения летательного аппарата при отказе СУУ без возникновения раскачки и продолжить полёт вплоть до посадки. Это обеспечивают тем, что максимальная скорость регулировки в АРУ и АРЗ выбирают такой, чтобы лётчик мог распознать отказ и парировать его своим вмешательством в управление (приложить дополнительное усилие, изменить режим полёта). На практике полное время регулировки АРУ и АРЗ «медленным приводом» выбирают не менее 15—20 с. Кроме того, ограничивается глубина регулировок: усилия и передаточное число регулируются по режимам полёта не более чем в 2—2,5 раза. При отклонении органов управления для парирования колебаний за счёт сигналов от демпферов используют не более 5—10% (по продольному каналу) и 15—20% (по каналам крена и рыскания) от их полных отклонений.

В 70—80-е гг. термин СУУ стали использовать для обозначения систем управления, где механическая проводка управления является резервной, а основной частью системы управления является ЭДСУ. По сравнению с «чистой» ЭДСУ такой вариант системы позволяет снизить степень резервирования электрической части (2—3-кратное резервирование вместо 3—4-кратного в ЭДСУ). При этом в контуре автоматики используют 50—100% отклонения органов управления (как и в ЭДСУ); избыточные перемещения проводки компенсируются встроенными в неё так называемыми пружинами с предварительным натягом.

Однако возможности такой системы для полёта на статически неустойчивом летательном аппарате ограничены: только на отдельных режимах полёта или в ограниченных областях режимов полёта допустима аэродинамическая неустойчивость летательного аппарата; при первом же отказе в электрической части СУУ необходимо переходить на режимы полёта со статической устойчивостью и после этого на управление с помощью механической проводки управления с полным отключением автоматики.

*Г. И. Загайнов.*

**системы координат летательного аппарата** — правые прямоугольные системы координат, используемые при решении задач динамики полёта, а также для описания геометрических характеристик самолётов.

Основными **С. к.**, используемыми в динамике полёта, являются **С. к.**, в которых описывается движение летательного аппарата в какой-либо точке пространства без учёта перемещений по траектории, то есть подвижные, движущиеся с летательным аппаратом **С. к.** Начала всех таких **С. к.** располагаются в характерной точке летательного аппарата, как правило, в центре масс. К числу подвижных **С. к.** относятся: связанная, скоростная, полусвязанная, связанная с пространственным углом атаки.

**Связанная С. к. (OXYZ)** — подвижная **С. к.**, ось *OX* которой расположена в плоскости симметрии летательного аппарата или параллельно ей, если начало координат *O* помещено вне плоскости симметрии, и направлена вперёд от хвостовой к носовой части летательного аппарата. Ось *OX* называют **продольной осью** летательного аппарата. Направление её может быть различным: по оси фюзеляжа, по главным осям инерции летательного аппарата; выбор оси *OX* должен указываться. Ось *OY* расположена в той же плоскости, что и ось *OX*, и направлена к верхней части летательного аппарата. Её называют **нормальной (вертикальной) осью** летательного аппарата. Ось *OZ* — **поперечная ось** — направлена к правой части летательного аппарата, если смотреть вперёд по оси *OX*. Связанная **С. к.** наиболее часто употребляется для описания движения летательного аппарата в лётных испытаниях и в других исследованиях, где необходимо использовать данные

измерительной аппаратуры или сигналы датчиков летательного аппарата, получаемых в связанной С. к.

**Скоростная С. к.** ( $OX_aY_aZ_a$ ) — подвижная С. к., ось  $OX_a$  которой совпадает с направлением скорости летательного аппарата и называется **скоростной осью**. Ось  $OY_a$  — **ось подъемной силы** — лежит в той же плоскости, что и ось  $OY$  связанной С. к. и также направлена вверх. Ось  $OZ_a$  — **боковая ось** — дополняет систему до правой так же, как и поперечная ось связанной С. к. Скоростную С. к. обычно используют при обработке экспериментальных результатов, полученных в аэродинамических трубах.

**Полусвязанная С. к.** ( $OX_eY_eZ_e$ ) подвижная С. к., ось  $OX_e$  которой совпадает с проекцией скорости летательного аппарата на плоскость симметрии, ось  $OY_e$  — с осью подъемной силы, а ось  $OZ_e$  — с поперечной осью. Эта С. к. широко используется при работе с экспериментально полученными аэродинамическими коэффициентами. Выбор этой С. к. в большей степени обусловлен особенностями измерения сил и моментов с помощью *весов аэродинамических*, устанавливаемых в аэродинамических трубах. Поэтому эту С. к. называют иногда **экспериментальной** (отсюда индекс «е» — от английского experimental).

Взаимное положение связанной, скоростной и полусвязанной С. к. определяется *углом атаки* и *углом скольжения* и показано на рис. 1.

Связанная с пространственным углом атаки С. к. ( $OX_nY_nZ_n$ ) — подвижная С. к., ось  $X_n$  которой совпадает с продольной осью  $OX$ . Ось  $OY_n$  располагается в плоскости, содержащей продольную ось и вектор скорости летательного аппарата, а её направление противоположно проекции  $V$  на плоскость перпендикулярную продольной оси. Ось  $OZ_n$  дополняет систему до правой.

Для определения ориентации летательного аппарата в пространстве используются также подвижные С. к., направления осей которых совпадают с направлением осей С. к., связанных с землей или траекторией движения летательного аппарата. Наиболее широко при этом используются нормальная и траекторная С. к.

**Нормальная С. к.** ( $OX_gY_gZ_g$ ) — подвижная С. к., ось  $OY_g$  которой направлена вверх по местной вертикали, совпадающей с направлением силы тяжести в рассматриваемой точке. Выбор осей  $OX_g$  и  $OZ_g$  в различных задачах может осуществляться по-разному.

Взаимное положение связанной С. к. и нормальной С. к. определяется углами *рыскания*, *тангажа* и *крена* (рис. 2).

**Траекторная С. к.** ( $OX_kY_kZ_k$ ) — подвижная С. к., ось  $OX_k$  которой совпадает с направлением земной скорости  $V_k$  (скорости начала  $O$  связанной С. к. относительно какой-либо земной С. к.), ось  $OY_k$  лежит в вертикальной плоскости, проходящей через ось  $OX_k$  и направлена обычно вверх. Для описания движения летательного аппарата по траектории используются также земные С. к. (см. *Навигационные системы координат*).

**Инерциальная С. к.** ( $OX_uY_uZ_u$ ) — С. к. начало  $O_u$  которой помещается в некоторой точке пространства, либо перемещается с постоянной скоростью, а направления осей относительно звёзд неизменно.

**Земная С. к.** ( $OX_0Y_0Z_0$ ) — С. к., начало и оси которой фиксированы по отношению к Земле и выбираются в соответствии с задачей. У **нормальной земной С. к.** ( $O_0X_gY_gZ_g$ ) ось  $O_0Y_g$  направлена вверх по местной вертикали, совпадающей с направлением силы тяжести в данной точке.

**Стартовая С. к.** ( $O_0X_cY_cZ_c$ ) — С. к., начало  $O_0$  которой совпадает с характерной точкой (обычно центром масс) летательного аппарата в начальный момент движения, а направления соответствующих осей выбираются так же, как у нормальной земной С. к.

Следует иметь в виду, что при переходе из одной С. к. в другую изменяются коэффициенты в

уравнениях движения и другие соотношения. Перевод величин при этом осуществляется с помощью матриц преобразования. Для описания геометрических характеристик летательного аппарата используется базовая С. к.  $O_R X_R Y_R Z_R$ . В этой С. к. базовая плоскость  $O_R X_R Y_R$  — плоскость симметрии летательного аппарата, базовая точка  $O_R$  выбирается на базовой плоскости, как правило, в центре масс, базовая ось  $O_R X_R$  лежит в базовой плоскости и направлена вперёд, ось  $O_R Y_R$  направлена к верхней части летательного аппарата, а ось  $O_R Z_R$  вправо, дополняя систему. Рассматриваются также базовые С. к. элементов летательного аппарата (фюзеляжа, крыла и др.). Обычно базовая С. к. фюзеляжа совпадает с базовой С. к. самолёта. В базовой С. к. крыла, как правило, за базовую плоскость принимают плоскость, содержащую центральную хорду крыла и перпендикулярную базовой плоскости самолёта.

За рубежом широко распространены С. к.  $(XYZ)$  с иными направлениями осей. Например, оси  $OX$  и  $X$  совпадают, ось  $Y$  направлена по оси  $OZ$ , а ось  $Z$  направлена в направлении, противоположном оси  $OY$ . Это необходимо учитывать при работе с иностранной литературой, так как могут меняться значения и знаки в формулах и уравнениях.

*М. А. Ерусалимский.*

Рис. 1. Взаимное положение связанной, скоростной и полусвязанной систем координат:  $\{\{\alpha\}\}$  — угол атаки;  $\{\{\beta\}\}$  — угол скольжения.

Рис. 2. Углы между осями связанной и нормальной земной системами координат:  $\{\{\gamma\}\}$  — угол крена;  $\{\{\psi\}\}$  — угол рыскания;  $\{\{\vartheta\}\}$  — угол тангажа.

**скачок конденсации** — область интенсивной конденсации (фазового перехода газ — жидкость), возникающая в ускоряющемся потоке газа, параметры термодинамического состояния которого перешли через кривую фазового равновесия. С. к. является следствием запаздывания конденсации из-за недостаточного количества так называемых центров конденсации в объёме газа (если таких центров достаточно, то конденсация начинается непосредственно от кривой фазового перехода и С. к. не образуется). В *аэродинамических трубах* это явление было зафиксировано при конденсации водяного пара в трансзвуковом потоке воздуха (*Л. Прандтль*, 1935) в виде возмущений, которые напоминали косые скачки уплотнения и по аналогии с ними получили своё название. Современные аэродинамические трубы оборудуются специальными установками для осушения воздуха. В аэродинамических трубах с гиперзвуковыми потоками возможна конденсация основных компонентов воздуха, в связи с чем в них устанавливают *подогреватели* рабочего газа. Газодинамическое проявление С. к. зависит от скорости расширения потока и теплофизических параметров среды. Например, при возникновении С. к. в области небольших сверхзвуковых скоростей локальный теплоподвод может перевести сверхзвуковой поток в дозвуковой с образованием нестационарной ударной волны и реализацией автоколебательного состояния течения. В гиперзвуковом потоке однокомпонентного газа С. к. проявляется в изменении градиентов давления, плотности и скорости, причём наблюдается значительное запаздывание конденсации. Последнее явление может использоваться для расширения рабочих диапазонов аэродинамических труб.

*Лит.: Дейч М. Е., Филиппов Г. А., Газодинамика двухфазных сред, 2 изд., М., 1981.*

**скачок уплотнения**. В отечественной литературе С. у. обычно называют *ударную волну*, неподвижную в выбранной для рассматриваемой задачи системе координат.

**скольжение летательного аппарата** — движение летательного аппарата, при котором вектор его скорости не лежит в плоскости симметрии летательного аппарата; характеризуется углом скольжения  $\{\{\beta\}\}$  — углом между направлением скорости и плоскостью  $OXY$  связанной системы координат летательного аппарата. Угол  $\{\{\beta\}\}$  считается положительным, если проекция скорости на поперечную ось положительна. С. возникает при полётах с боковым ветром, при отказе двигателей, в разворотах и т. д. С. может быть преднамеренным и непреднамеренным. Например,

С. используют для выдерживания прямолинейного полёта по глиссаде при заходе на посадку при боковом ветре, при прицеливании по воздушной или наземной цели. В некоторых случаях С. недопустимо, например, при координированном развороте. Непреднамеренное С. обычно возникает при ошибках в пилотировании.

Управление С. осуществляется органами управления *рысканием*, обычно рулём направления. Для облегчения *балансировки* летательного аппарата в полёте со С., как правило, создают *крен*. Измерение угла С. осуществляется так называемым флюгер-датчиком. См. также *Боковое движение*.

**скольжения принцип** в аэродинамике — разложение потока, обтекающего цилиндрическое тело бесконечного размаха, на два течения, одно из которых происходит вдоль оси тела (скользящее течение), другое — в нормальной плоскости (поперечное течение, см. рис.). Применение С. п. позволяет понизить на единицу размерность решаемой задачи.

При движении идеальной жидкости или газа скользящее течение имеет постоянную скорость скольжения  $V_T = V_{\infty} \sin\{\chi\}$ , а изменение поля скоростей  $b$  других газодинамических переменных обусловлено поперечным течением, скорость которого  $V_n = V_{\infty} \cos\{\chi\}$ ;  $\{\chi\}$  — угол скольжения. Оба эти течения не взаимодействуют между собой (скользящее течение представляет собой однородный поток, а расчёту подлежит только поперечное течение), поэтому С. п. часто называют также **принципом независимости**. В аэродинамике С. п. широко используется при решении разнообразных задач. Простейшим примером служит плоская косая *ударная волна*, когда С. п. позволяет свести задачу к исследованию прямой ударной волны. С помощью С. п. результаты расчётов профилей и других плоских тел используются для анализа обтекания скользящих цилиндрических тел бесконечного размаха.

При движении вязкой несжимаемой жидкости поперечное течение также не зависит от продольного, и, следовательно, в этом смысле справедлив принцип независимости, который впервые был установлен *В. В. Струминским*. При движении сжимаемого газа этот принцип нарушается, но и в этом случае С. п. позволяет упростить решение пространственной задачи (вырожденное течение,  $d/dz = 0$ ).

В авиации С. п. используется при создании скоростных самолётов путём применения стреловидных крыльев для улучшения их аэродинамических характеристик (повышение критического *Маха числа* и т. п.). При этом эффект скольжения ослабляется из-за конечности размаха крыла, что обуславливает различные интерференционные явления (концевой эффект, срединный эффект и т. п.). В авиационно-космической технике использование С. п. позволяет снизить максимальные тепловые потоки  $q_{\{\omega\}}$  на передних кромках крыльев:  $q_{\{\omega\}} = q_{\{\omega\}}/q_{\{\omega\}} = 0 = (\cos\{\chi\})^{5/4}$ .

*В. А. Башкин.*

Схема обтекания бесконечного скользящего цилиндрического тела:  $l$  — линии тока;  $z$  — координата, параллельная образующей тела;  $V_{\{\infty\}}$  — скорость невозмущённого потока.

**скольжения условия граничные** — граничные условия на поверхности тела, в которых касательная к обтекаемой поверхности составляющая вектора скорости газа не равна касательной составляющей скорости элемента поверхности. С. у. применяются при исследовании течений слабо разреженного газа на основе *Навье — Стокса уравнений*, когда граничные условия прилипания (скорость прилегающего газа относительно поверхности равна нулю) неприменимы; вместо них используются С. у. В системе координат, связанной с элементом изотропной поверхности, С. у. имеют вид (при  $x_n = 0$ ):

$\{\{\text{формула}}\}$

Здесь  $\mathbf{x}_{\{\tau\}}$ ,  $x_n$ ,  $\mathbf{u}_{\{\tau\}}$ ,  $u_n$  — проекции радиус-вектора  $\mathbf{x}$  (в декартовой системе координат) и вектора скорости  $\mathbf{u}$  на плоскость, касательную к данному элементу поверхности, и на нормаль  $n$  к ней;  $\{\lambda\}$  — средняя длина свободного пробега молекул;  $a$  — скорость звука;  $T$  — температура газа;  $T_{\{\omega\}}$  — температура поверхности; коэффициенты  $C_1$ ,  $C_2$  положительны, по порядку величины равны единице и зависят от законов взаимодействия молекул с поверхностью, а также друг с другом. Модуль вектора  $\mathbf{u}_{\{\tau\}}$ , пропорционален *Кнудсена числу*  $K_n$  [при  $K_n \rightarrow 0$  справедливо граничное условие прилипания:  $\mathbf{u}(x_n = 0) = 0$ ].

В задачах аэродинамики обычно учитывается только первый член в правой части уравнения, так как температура поверхности  $T_{\{\omega\}}$  изменяется сравнительно слабо. Такое же упрощение делается и для смеси газов, когда  $C$ .  $y$ . имеет более сложный вид. Вывод  $C$ .  $y$ . и расчёт входящих в них коэффициентов производятся при помощи асимптотических (при  $K_n \rightarrow 0$ ) методов решения краевых задач для кинетических уравнений.

*Лит.* см. при статье *Разреженных газов динамика*.

*В. С. Галкин.*

**Скоморохов** Николай Михайлович (р. 1920) — советский военачальник, маршал авиации (1981), заслуженный военный лётчик СССР (1971), дважды Герой Советского Союза (дважды 1945). В Советской Армии с 1940. Окончил Батайскую авиационную школу пилотов (1942), Военную академию имени М. В. Фрунзе (1949), Военную академию Генштаба Вооружённых Сил СССР (1958). Участник Великой Отечественной войны. В ходе войны (с ноября 1942) был старшим пилотом, командиром звена, командиром эскадрильи истребительных авиаполков. Совершил 605 боевых вылетов, сбил лично 46 и в составе группы 8 самолётов противника. После войны на ответственных должностях в ВВС. С 1973 начальник Военно-воздушной академии имени Ю. А. Гагарина. Депутат ВС СССР в 1963—1974. Награждён орденами Ленина, Октябрьской Революции, 5 орденами Красного Знамени, орденом Александра Невского, 2 орденами Отечественной войны 1-й степени, орденами Красной Звезды, «За службу Родине в Вооружённых Силах СССР» 3-й степени, медалями, а также иностранными орденами. Бронзовый бюст в с. Белогорское Саратовской области.

*Соч.:* Боем живет истребитель, М., 1981.

*Н. М. Скоморохов.*

*Лит:* **Высоцкий А.**, В воздухе Скоморохов, в кн.: Революционный держите шаг, в. 7, М., 1976.

*Н. К. Скоморохов.*

**Скориков** Григорий Петрович (р. 1920) — советский военачальник, маршал авиации (1980). В Советской Армии с 1937. Окончил Тамбовское кавалерийское училище (1939), Харьковское военное авиационное училище штабных командиров (1942), Военную академию имени М. В. Фрунзе (1948), Высшую Военную академию (1957; позднее Военная академия Генштаба Вооружённых Сил СССР). Участник Великой Отечественной войны. В ходе войны был помощником начальника оперативного отделения штаба авиадивизии, помощником начальника оперативно-разведывательного отделения штаба дивизии, офицером штаба корпуса. После войны начальник управления — заместитель начальника Главного штаба войск ПВО страны (1962—1968), начальник штаба Воздушной армии (1968—1971), 1-й заместитель начальника Главного штаба ВВС (1971—1972), заместитель начальника и начальник Главного управления Генштаба (1972—1978), начальник Главного штаба ВВС (1978—1985), затем в группе генеральных инспекторов МО СССР. Награждён орденами Октябрьской Революции, Красного Знамени, 2 орденами Отечественной войны 1-й степени, орденом Отечественной войны 2-й степени, 3 орденами Красной Звезды, орденом «За службу Родине в Вооружённых Силах СССР» 3-й степени, медалями, а также иностранными орденами.

**скороподъёмность** — скорость набора высоты летательным аппаратом; важная лётно-техническая характеристика самолёта (вертолёта), определяющая его манёвренные возможности в вертикальной плоскости. Характеризуется вертикальной скоростью  $V_y = V \sin \Theta$ , где  $\Theta$  — максимальный угол наклона траектории для текущих значений скорости  $V$  и высоты полёта, при котором силы, действующие на летательный аппарат, могут быть уравновешены. Для каждой высоты полёта существует скорость, при которой  $C$  достигает максимального значения. Сверхзвуковые самолёты могут иметь два максимума  $C$ . — на дозвуковых и сверхзвуковых скоростях. В некоторых случаях для оценки  $C$  используют значение  $dE/dt$  производной удельной энергии  $E$  по времени  $t$ , которую называют *энергетической скороподъёмностью*. Для самолётов с малой тяговооружённостью (0,3—0,5)  $C$  и энергетическая  $C$  практически одинаковы. Наибольшую  $C$  имеют истребители, для которых преимущество в вертикальном манёвре весьма важно в воздушном бою и при перехвате воздушных целей. Увеличение  $C$  достигается уменьшением *сопротивления аэродинамического* и увеличением тяговооружённости летательного аппарата. В полёте  $C$  измеряется *вариометром*.

Б. Х. Давидсон.

**скоростной напор** — величина, равная половине произведения плотности  $\rho$  жидкости или газа на квадрат скорости  $V$  потока:  $q = 1/2 \rho V^2$ . В зарубежной, а часто и в отечественной литературе эту величину называют динамическим давлением, так как она входит как слагаемое в *Бернулли уравнение*.  $C_n$ , вычисленный по параметрам набегающего потока, в аэро- и гидродинамике обычно служит в качестве характерного масштаба *давления гидродинамического* и используется при определении *аэродинамических коэффициентов*.

**скорострельность** — способность оружия производить определенное число выстрелов в единицу времени. Различают  $C$  техническую (темп стрельбы) и практическую (боевую). *Техническая  $C$*  определяется временем цикла автоматики оружия и характеризует интенсивность её функционирования. Конкретная схема оружия характеризуется технической  $C$ , которая ограничивается живучестью стволов (в одноствольных схемах), динамическими нагрузками на звенья автоматики и патрон (в одноствольных и некоторых двухствольных системах), прочностью патронной ленты или мощностью привода автоматики (в многоствольных системах). Для характерных схем 30-мм авиационных пушек предельная техническая  $C$  достигает значений: одноствольная схема — 1800, двухствольная — 3500, многоствольная (6 стволов) — 7000 (ограничение по динамическим нагрузкам на ленту) выстрелов в 1 мин.

*Практическая  $C$*  определяется как предельная  $C$  с учётом прицеливания, заряжания и пр. при боевом применении. Она ниже технической  $C$ , её увеличение — одна из основных задач совершенствования авиационного пулемётно-пушечного вооружения.

**скорость летательного аппарата**. Применительно к решаемым задачам, областям применения и т. п. в авиации введен ряд различных определений  $C$ . Непосредственно под термином « $C$ .» летательного аппарата понимают скорость движения летательного аппарата (его центра масс) относительно воздушной среды, не возмущенной самим летательным аппаратом. Использование вместо термина « $C$ .» применявшегося ранее термина «*воздушная скорость*» не рекомендуется. В зависимости от соотношения  $C$  набегающего потока и *скорости звука* в данных условиях выделяют *дозвуковую скорость*, *околозвуковую скорость*, *сверхзвуковую скорость* и *гиперзвуковую скорость*. Диапазон возможных и допустимых в эксплуатации  $C$  полёта ограничен сверху и снизу *максимальной скоростью*, *эволютивной скоростью*, *минимальной скоростью*. При рассмотрении *лётно-технических характеристик* летательного аппарата используют понятия *вертикальная скорость*, *экономическая скорость* и другие. С точки зрения обеспечения безопасности полётов введены понятия *скорость принятия решения*, *безопасная скорость взлёта* и т. п. Существуют понятия  $C$ , отражающие момент или этап полёта, например, *скорость отрыва*, *посадочная скорость*,  $C$  выпуска закрылков. При решении задач навигации важное значение имеют *земная скорость*, *путевая скорость*. Для обеспечения регулярности полётов гражданских летательных

аппаратов существенно значение технической скорости. При описании *критических режимов* летательного аппарата вводят свои характерные  $C.$ , например, скорость *реверса*. При измерении  $C.$  летательного аппарата посредством установленных на его борту *приёмников воздушных давлений* различают *индикаторную скорость*, *приборную скорость* и истинную  $C.$ , отличающиеся поправками на сжимаемость воздуха, его плотность и др. Истинная  $C.$  используется при определении характеристик летательного аппарата, а приборная и индикаторная — главным образом при задании требований к выполнению полёта.

**скорость звука** — скорость распространения (относительно среды) малых возмущений давления. В *совершенном газе* (например, в воздухе при умеренных температурах и давлении)  $C. з.$  не зависит от характера распространяющегося малого возмущения и одинакова как для монохроматических колебаний различной частоты  $\{\{\omega\}\}$ , так и для слабых *ударных волн*. В совершенном газе в рассматриваемой точке пространства  $C. з. a$  зависит только от состава газа и его абсолютной температуры  $T$ :  $a = (dp/d\{\rho\})^{1/2} = (\{\{\gamma\}\}p/\{\{\rho\}\})^{1/2} = (\{\{\gamma\}\}RT/\{\{\mu\}\})^{1/2}$ , где  $dp/d\{\rho\}$  — производная давления по плотности для изоэнтропического процесса,  $\{\{\gamma\}\}$  — показатель адиабаты,  $R$  — универсальная газовая постоянная,  $\{\{\mu\}\}$  — молекулярная масса (в воздухе  $a \approx 20,1T^{1/2}$  м/с. при  $0\{\{\circ\}\}C$   $a = 332$  м/с).

В газе с физико-химическими превращениями, например, в диссоциирующем газе,  $C. з.$  будет зависеть от того, как — равновесно или неравновесно — протекают эти процессы в волне возмущения. При термодинамическом равновесии  $C. з.$  зависит только от состава газа, его температуры и давления. При неравновесном протекании физико-химических процессов имеет место дисперсия звука, то есть  $C. з.$  зависит не только от состояния среды, но и от частоты колебаний  $\{\{\omega\}\}$ . Высокочастотные колебания ( $\{\{\omega\tau\} \rightarrow \infty\}$ ,  $\{\{\tau\}\}$  — время *релаксации*) распространяются с замороженной  $C. з. a_j$ , низкочастотные ( $\{\{\omega\tau\} \rightarrow 0\}$ ) — с равновесной  $C. з. a_e$ , причём  $a_j > a_e$ . Отличие  $a_j$  от  $a_i$  как правило, невелико (в воздухе при  $T = 6000\{\{\circ\}\}C$  и  $p = 10^5$  Па оно составляет около 15%). В жидкостях  $C. з.$  значительно выше, чем в газе (в воде  $a \approx 1500$  м/с).

**скорость отрыва** — скорость самолёта момент отрыва его опорных устройств от поверхности взлетно-посадочной полосы по окончании *разбега*. Основным параметром, определяющим значение  $C. о.$ , является отношение *удельной нагрузки* на крыло к коэффициенту подъёмной силы (см. *Аэродинамические коэффициенты*); с уменьшением этого отношения  $C. о.$  уменьшается. С уменьшением  $C. о.$  сокращается необходимая для взлёта длина взлетно-посадочной полосы. Минимальная  $C. о.$  устанавливается разработчиком самолёта и определяется при лётных испытаниях путём постепенного уменьшения  $C. о.$  до предельно малой, при которой ещё безопасно производить отрыв самолёта от взлетно-посадочной полосы и продолжать взлёт без применения особых методов пилотирования. Для уменьшения  $C. о.$  на самолётах широко применяются *механизация крыла* и *энергетическая механизация крыла*.

**скорость принятия решения** — наибольшая скорость *разбега* многодвигательного самолёта, при которой в случае отказа *двигателя критического* возможно как безопасное прекращение, так и безопасное продолжение влёта.  $C. п. р.$  не может быть меньше минимальной *эволютивной скорости* разбега и больше скорости при которой происходит отрыв от взлетно-посадочной полосы передней стойки шасси. При обнаружении отказа двигателя на скорости, меньшей или равной  $C. п. р.$ , командир корабля обязан прекратить взлёт. При обнаружении отказа двигателя на скорости, большей  $C. п. р.$ , взлёт продолжается. См. также статью *Продолженный взлёт, Прерванный взлёт*.

**скос потока** — отклонение вектора местной скорости набегающего потока от направления невозмущенного потока, обусловленное приращениями скорости при обтекании тела. В теоретической и прикладной аэродинамике в основном рассматривают  $C. п.$  в вертикальном и горизонтальной плоскостях (вертикальные и боковые  $C. п.$ ). Например, в теоретической модели

несущей нити (см. *Крыла теория*) анализ вертикального **С. п.**, индуцированного вихревой пеленой на линии *вихря присоединённого*, позволил ввести понятие истинных *углов атаки* сечений и объяснить механизм появления *индуктивного сопротивления* у крыла конечного размаха. Исследования показывают, что *несущие поверхности* создают сложные поля скосов. При наличии нескольких несущих поверхностей (крылья, оперение) каждая из них может оказаться расположенной в поле **С. п.**, созданных другими поверхностями, что приводит к *интерференции аэродинамической несущих поверхностей*. При нормальной *аэродинамической схеме* горизонтальное оперение (ГО) работает в поле вертикального **С. п.**, индуцированного крылом. При анализе *продольной устойчивости* таких компоновок часто пользуются осреднённым углом его **С. п.** в области ГО (угол его считается положительным, когда вертикальная составляющая местной скорости направлена вниз). Угол его может быть найден из сопоставления экспериментальных зависимостей коэффициента момента тангажа (см. *Аэродинамические коэффициенты*) от угла атаки, полученных для модели с установленным ГО и без него. Вертикальное **С. п.** за крылом обычно существенно изменяются по высоте. Поэтому при изменении угла атаки самолёта нормальной схемы условия обтекания ГО оказываются различными, что может приводить к сильным нелинейным изменениям *продольной статической устойчивости*. В связи с этим изучение полей **С. п.** за крылом и выбор оптимального расположения ГО являются важной практической задачей.

В схеме «утка» вертикальный **С. п.**, индуцированный вихревой системой *дестабилизатора*, приводят к уменьшению подъёмной силы крыла. В результате несущие свойства компоновки с передним ГО и без него при малых углах атаки практически одинаковы.

Боковые **С. п.** оказывают определяющее влияние на характеристики путевой устойчивости летательного аппарата (см. *Боковая устойчивость*). При отличных от нуля углах атаки и скольжения несимметричные вихревые системы, созданные впереди расположенными элементами летательного аппарата, индуцируют в зоне размещения вертикального оперения сложные поля боковых скосов, что может приводить к сильным нелинейным зависимостям путевой устойчивости от угла атаки.

*Л. Е. Васильев.*

**Скржинский** Николай Кириллович (1904—1957) — советский конструктор автожиров, самолётов и вертолётов. После окончания Киевского политехнического института (1928) работал конструктором в отделе морского опытного самолётостроения в Москве, затем (1932—1940) в Центральном аэрогидродинамическом институте, в дальнейшем в ОКБ А. С. Яковлева (с 1947 заместитель главного конструктора, с 1957 главный конструктор). В 1929 создал совместно с Н. И. Камовым первый советский винтокрылый летательный аппарат — автожир. КАСКР-1 «Красный инженер» (рис. в таблице XI), а в 1931 — его модификацию КАСКР-2. В Центральном аэрогидродинамическом институте был одним из участников создания автожиров, в том числе А-4, -9, -10, -12. Внёс большой вклад в создание истребителей Як-9, Як-3, Як-25, вертолёт ЯК-100 и других летательных аппаратов. Руководил проектными и научно-исследовательскими работами по вертолёту Як-24 — крупнейшему в мире в то время. Награждён орденами Ленина, Отечественной войны 2-й степени, Трудового Красного Знамени, Красной Звезды, медалями.

**Скрипко** Николай Семёнович (р. 1902) — советский военачальник, маршал авиации (1944). В Советской Армии с 1919. Окончил Ленинградскую военно-теоретическую школу лётчиков (1925), 1-ю военную школу лётчиков имени А. Ф. Мясникова (1927), Высшую лётно-тактическую школу ВВС (1938), Высшие академические курсы при Высшей военной академии (1950; позднее академия Генштаба Вооружённых Сил СССР). Участник Гражданской и Великой Отечественной войн. В ходе войны командир дальнебомбардировочного авиакорпуса, командующий ВВС армии, командующий ВВС фронта, заместитель командующего авиацией дальнего действия, 1-й заместитель командующего воздушной армией. После войны 1-й заместитель командующего дальней авиацией (1946—1949), командующий транспортно-десантной авиацией (1950—1955),

командующий военно-транспортной авиацией (1955—1969), с 1969 в Группе генеральных инспекторов МО СССР. Депутат ВС СССР в 1962—1966. Награждён 3 орденами Ленина, орденом Октябрьской Революции, 5 орденами Красного Знамени, орденами Суворова 1-й и 2-й степени, Кутузова 1-й и 2-й степени, Отечественной войны 1-й степени, «За службу Родине в Вооружённых Силах СССР» 3-й степени, медалями, а также иностранными орденами.

Соч.: По целям ближним и дальним, М., 1981.

Н. С. Скрипко.

**скула** лодки гидросамолёта — пересечение поверхностей днища и бортов (см. рис.). Части днища, прилегающие к скуловым линиям, — скуловые образования — в носовой части лодки представляют собой выгнутые вверх поверхности различной кривизны, а между реданами — плоскости. Во всех случаях скуловые образования оканчиваются острыми кромками, чтобы обеспечить срыв с них водяного потока в стороны и исключить закипание бортов лодки. Кривизна скуловых образований выбирается таким образом, чтобы понизить высоту подъёма брызговых струй и предотвратить замывание и забрызгивание двигателей, воздушных винтов, крыла, оперения и других важных частей гидросамолёта.

Скула лодки гидросамолёта.

**след аэродинамический** — область *вихревого течения* за летящим самолётом или другим летательным аппаратом (см. рис.). Характерной чертой любого течения жидкости или газообразной среды является малая скорость затухания возмущений в следе далеко за обтекаемым телом. Например, при дозвуковом обтекании профиля крыла самолёта скорость среды  $V$  приближается к своему значению в набегающем потоке  $V_{\infty}$  по закону: разность  $V - V_{\infty}$  пропорциональна  $r^{-1}$ , где  $r$  — расстояние от профиля. Исключение составляет ось следа, где  $V - V_{\infty}$  пропорциональна  $r^{1/2}$ . Вихревое течение в следе — одно из наиболее сложных явлений гидродинамики. В зависимости от *Рейнольдса числа* и *Маха числа* здесь могут реализоваться различной формы движения среды. Условно след делят на две части — ближний след и дальний след. Ближний след непосредственно примыкает к обтекаемому телу и характеризуется тем, что давление в нём существенно отличается от давления в набегающем потоке. Как правило, движение среды здесь является нестационарным и носит черты *отрывного течения*, то есть содержит область возвратных токов. В дальнем следе давление быстро выравнивается с давлением в невозмущённом потоке. Выравнивание скорости происходит несравненно более медленно. Например, в следе за летящим самолётом возмущения скорости могут распространяться на несколько км. На практике стремятся уменьшить интенсивность (амплитуду возмущения)  $S_a$ , так как она существенно влияет на *сопротивление аэродинамическое*.

Лит.: Чжен П. К., Отрывные течения, пер. с англ., т. 2, М., 1973.

А. И. Рубан.

Аэродинамический след за летящим со сверхзвуковой скоростью конусообразным телом.

**Слепнев** Маврикий Трофимович (1896—1965) — советский лётчик, полковник, один из первых Героев Советского Союза (1934). Окончил школу прапорщиков (1915), Гатчинскую военную авиационную школу (1917), 1-ю Высшую школу военных лётчиков (1923), Военно-воздушную академию РККА имени профессора Н. Е. Жуковского (1936; ныне Военно-воздушная инженерная академия имени профессора Н. Е. Жуковского), курсы усовершенствования при Академии Генштаба (1941). В Советской Армии с 1918. Участник Первой мировой, Гражданской и Великой Отечественной войн. С 1925 лётчик ГВФ, участник освоения воздушных линий в Средней Азии, на Дальнем Востоке и в Арктике. В 1934 участвовал в спасении экспедиции парохода «Челюскин». С 1936 заместитель, в 1937—1939 начальник Главной инспекции ГВФ, одновременно, с 1937 командир эскадры дирижаблей. С 1939 начальник Академии ГВФ. Во время Великой Отечественной войны был заместителем командира авиабригады ВВС Черноморского флота,

работал в Главном управлении ВВС ВМФ и Главном штабе ВМФ. Награждён 2 орденами Ленина, орденом Красного Знамени, медалями. Портрет см. на стр. 523.

Соч.: Первые Герои Советского Союза, М., 1955.

Лит.: Водопьянов М. В., Повесть о первых героях, 2 изд., М., 1980.

М. Т. Слепнев.

**Слесарев** Василий Андрианович (1884—1921) — русский учёный, авиаконструктор, ученик Н. Е. Жуковского. Окончил Дармштадтское техническое училище (Германия, 1909), Императорское техническое училище в Москве (1910; позднее Московское высшее техническое училище). По рекомендации Жуковского был привлечён к созданию Аэродинамической лаборатории при Петербургском политехническом институте, которая по своему оборудованию к моменту завершения строительства была лучшей в Европе. Принимал участие в аэродинамических продувках деталей и узлов самолётов «Русский витязь» и «Илья Муромец», проводил исследования по улучшению характеристик боевых самолётов типа «Ньюпор» и «Фарман». Читал лекции на курсах авиации при Петербургском политехническом институте (изданы в 1912). Автор первого русского курса авиационного материаловедения. По проекту, разработанному в 1914, построил крупнейший в мире для того времени самолёт «Святогор» (рис. в таблице V).

**слив топлива аварийный** — слив топлива в полёте с целью уменьшения полётной массы самолёта до допустимой посадочной, ограниченной прочностью шасси. Если максимальная взлётная масса превышает допустимую посадочную массу, самолёт должен иметь систему С. т. с расходом 1000—2000 л/мин. Нормами лётной годности в СССР была установлена продолжительность С. т.: не более 7 мин при сливе до 10000 л; не более 12 мин при сливе до 20000 л; не более 15 мин при сливе до 30000 л; при сливе более 30000 л расход топлива должен быть не менее 2000 л/мин. Слив производится с помощью электронасосов, установленных в топливных баках. Органы управления С. т. находятся на панели управления топливной системой в кабине экипажа. Конструктивное выполнение системы С. т. должно быть таким, чтобы нельзя было слить топливо ниже уровня резервного запаса и в любой момент можно было бы прекратить слив. При сливе топлива не должны создаваться пожарная опасность и затрудняться управление самолётом. Работоспособность системы обязательно проверяется при лётных испытаниях самолёта.

**сложная ситуация** — особая ситуация, характеризующаяся заметным повышением психофизиологической нагрузки на экипаж, заметным ухудшением характеристик устойчивости и управляемости или лётных характеристик либо выходом одного или нескольких параметров полёта за эксплуатационные ограничения, но без достижения предельных ограничений и (или) расчётных условий. Предотвращение перехода С. с. в аварийную или катастрофическую может быть обеспечено своевременными и правильными действиями членов экипажа, в том числе немедленным изменением плана, профиля и режима полёта.

**сложный пилотаж** — маневрирование летательного аппарата с целью выполнения фигур простого пилотажа группой летательных аппаратов или выполнение одиночным летательным аппаратом пикирования и горки с углами наклона траектории к горизонту более  $45^{\circ}$ , переворота, бочки с углом наклона траектории к горизонту менее  $45^{\circ}$ , Нестерова петли, косой петли, полупетли, поворота на горке, переворота на горке и штопора.

**слоистые металлические материалы** — то же, что многослойные металлические материалы.

**смешанное течение** — стационарное движение газа, которое характеризуется наличием в поле течения областей как с до-, так и со сверхзвук, скоростями. В этом случае уравнения движения в дозвуковой области являются уравнениями эллиптического типа, а в сверхзвуковой области — гиперболического. Со С. т. часто сталкиваются при решении задач как внешней, так и внутренней аэродинамики. Некоторые примеры С. т. из области внешней аэродинамики показаны на рис. Случаи а и б соответствуют обтеканию тела однородным потоком, когда Маха число

невозмущенного потока  $M \{\infty\}$  незначительно отличается от единицы; из-за большой значимости для авиационной техники этот класс **С. т.** получил специальное название — *трансзвуковое течение*. Случай *v* — обтекание сверхзвуковым потоком затупленного тела, когда в окрестности затупления образуется локальная область дозвукового течения. Типичным примером **С. т.** из области внутренней аэродинамики служит движение газа в *Лавалья сопле*, в конфузурной части которого реализуется дозвуковое, а в диффузорной части — сверхзвуковое течение.

Исследование **С. т.** из-за разнотипности уравнений в различных областях поля течения представляет собой значительно более сложную математическую задачу по сравнению с изучением чисто до- или сверхзвуковых течений; однако наличие ЭВМ и эффективных численных методов позволяет успешно решать многие задачи **С. т.**

*В. А. Башкин.*

**Смирнов** Алексей Семёнович (1917—1987) — советский лётчик, полковник, дважды Герой Советского Союза (1943, 1945). В Советской Армии с 1938. Окончил военную авиационную школу пилотов (1938), Липецкие высшие офицерские лётно-тактические курсы (1947). Участник советско-финляндской и Великой Отечественной войн. В ходе войны был командиром звена, командиром эскадрильи, заместителем командира истребительного авиаполка. Совершил 457 боевых вылетов, сбил 34 самолёта противника. После войны в ВВС. Награжден 2 орденами Ленина, 5 орденами Красного Знамени, орденом Александра Невского, 2 орденами Отечественной войны 1-й степени, орденом Красной Звезды, медалями. Бронзовый бюст в пос. Рамешки Тверской области.

*Лит.:* Долгов И. А., Отважный истребитель, в его кн.: Золотые звезды калининцев, 3 изд., кн. 1, М., 1983.

Смешанные течения при обтекании профиля (заштрихован) идеальным газом: сплошные линии — ударные волны; штриховые — звуковые линии (на этих линиях  $M = 1$ );  $M$  — местное число Маха;  $M^*$  — критическое число Маха.

**смоленский авиационный завод** — берёт начало от Ремонтно-авиационного завода №3, основан в 1926 (с 1928 — завод №35). В 30-е гг. в Бюро особых конструкций при заводе (руководитель *В. А. Чижевский*) были созданы экспериментальные и рекордные самолёты серии *БОК* (БОК-1, БОК-5, БОК-7, БОК-11, БОК-15). В июне — июле 1941 завод эвакуирован в Куйбышев и в октябре вошёл в состав перебазируемого туда из Москвы завода №1 (позднее *Куйбышевский завод «Прогресс»*). Воссозданный (под №475) в марте 1944 в Смоленске завод проводил ремонтные работы по самолётам, затем строил планеры, крылья для пассажирского самолёта *Як-40*, многоцелевой самолёт *Як-18Т*, пассажирский самолёт *Як-42*, а затем крылья для него. Предприятие награждено орденом Трудового Красного Знамени (1971).

**Смушкевич** Яков Владимирович (1902—1941) — советский лётчик, генерал-лейтенант авиации (1940), дважды Герой Советского Союза (1937, 1939). В Красной Армии с 1918, в авиации с 1922. В 1926 стал военкомом отдельного авиаотряда, в 1928 — заместитель начальника политотдела авиабригады, в 1931 — командир авиабригады. Окончил Качинскую военную школу лётчиков (1932), курсы усовершенствования начальственного состава при Военной академии имени М. В. Фрунзе (1937). Участник Гражданской войны, войны в Испании и боёв в районе р. Халхин-Гол. С 1939 начальник ВВС, с 1940 генеральный инспектор ВВС, с 1940 помощник начальника Генштаба по авиации. Депутат ВС СССР с 1937. Награждён 2 орденами Ленина, медалями. Был необоснованно репрессирован; реабилитирован посмертно. Портрет см. на стр. 526.

*Я. В. Смушкевич.*

**снаряжение экипажа** — комплект одежды и устройств, предназначенных для защиты члена экипажа от неблагоприятных воздействий внешней среды на аэродроме, в полёте, при аварийном покидании летательного аппарата и последующем приземлении (приводнении) или при аварийной

посадке, а также при нахождении в безлюдной местности до прибытия поисковой группы. Основу С. э. составляет *высотное снаряжение*, которое совместно с *кислородным оборудованием* обеспечивает защиту от пониженного барометрического давления и вызванного им недостатка кислорода в окружающей атмосфере. Высотное снаряжение само по себе или в комплекте с другими элементами С. э. и бортовыми системами ослабляет также действие таких неблагоприятных факторов, как высокие и низкие температуры, линейные и ударные перегрузки, вибрация, шум, скоростной напор воздушного потока и др.

Состав С. э. определяется лётно-техническими характеристиками летательного аппарата, задачами и условиями полета. Широкий диапазон температурных условий, в которых находится экипаж в течение полета, требует применения как пассивных, так и активных средств обеспечения теплового комфорта. К пассивным средствам относятся полётная одежда (летняя, демисезонная или зимняя) и теплозащитные комбинезоны, применяемые в составе морского спасательного комплекта или высотного скафандра. Активные средства — вентилирующие костюмы и костюмы с водяным охлаждением. Вентилирующий костюм представляет собой комбинезон, снабжённый системой перфорированных шлангов или панелей, обеспечивающих рациональное распределение кондиционированного воздуха по поверхности тела. В костюме водяного охлаждения по системе закреплённых на сетчатом комбинезоне трубок циркулирует вода, расход которой регулируется в зависимости от теплоощущений человека.

Повышение предела переносимости линейных ускорений, действующих в направлении голова — таз при эволюциях самолёта, обеспечивается противоперегрузочным костюмом, в оболочку которого вмонтированы соединённые друг с другом брюшная и ножные пневматические камеры. От бортовых агрегатов в камеры подаётся воздух, давление которого автоматически регулируется в зависимости от *перегрузки*. При использовании в составе С. э. высотно-компенсирующего костюма ножные противоперегрузочные камеры монтируются в единых чехлах с камерами натяжного устройства, а брюшная крепится к комбинезону.

Защита членов экипажей от перегрузок, возникающих в аварийных ситуациях (вынужденная посадка, катапультирование и т. п.), осуществляется привязной системой, которая может быть как элементом *катапультного кресла*, так и частью защитного снаряжения. Особую опасность в аварийных ситуациях представляют травмы головы, для предотвращения которых служат как гермошлемы, входящие в состав С. э. с высотно-компенсирующим костюмом или скафандром, так и специальные защитные шлемы, имеющие прочную каску с амортизаторами и устройствами для фиксации шлема на голове. Гермошлем или защитный шлем является важным средством защиты от воздействия скоростного напора воздушного потока при катапультировании. Ослаблению действия этого фактора способствуют и другие элементы С. э.

Особые требования предъявляются к С. э. при полётах над водной поверхностью. Снаряжение в этом случае помимо решения всех прочих задач должно в аварийной ситуации обеспечить спасение членов экипажа на воде, то есть гарантировать их плавучесть, устойчивое положение, необходимую теплозащиту. Морской (высотный морской) спасательный комплект, используемый для этих целей, включает водозащитный комбинезон с плавательным воротом и устройством для наполнения его газом, теплозащитный комбинезон. Эффективным средством спасения на воде является скафандр.

Обилие неблагоприятных внешних воздействующих факторов, жёсткие требования к эксплуатационным характеристикам С. э. определяют комплексный подход к его проектированию, благодаря чему один и тот же элемент снаряжения, как правило, выполняет несколько защитных функций.

Лит.: [Усманский С. П.](#), Снаряжение летчика, М., 1980; [его же](#). Снаряжение космонавта, М., 1982.

*В. В. Риттер.*

**«Снекма»** (SNECMA, Société Nationale d'étude et de Construction de Moteurs d'Aviation) — крупнейшая авиадвигателестроительная фирма Франции. Образована в 1945 слиянием четырёх фирм. Выпускает двигатели для истребителей, учебно-боевых и пассажирских самолётов. Имеет филиалы, производящие промышленные газотурбинные двигатели, шасси летательных аппаратов, ракетные двигатели, авиационное оборудование. Участвовала в англо-французских программах разработки турбореактивного двигателя «Олимп» для сверхзвукового пассажирского самолёта «Конкорд» и турбореактивного двухконтурного двигателя М45. К 1988 выпущено свыше 5 тысяч турбореактивных двигателей с форсажной камерой «Атар» для сверхзвуковых истребителей. Основные программы конца 80-х гг.: производство турбореактивных двигателей с форсажной камерой «Атар» и турбореактивного двухконтурного двигателя с форсажной камерой М53 для истребителей серии «Мираж»; выпуск турбореактивного двухконтурного двигателя CFM56 и CF6 (совместно с фирмой «Дженерал электрик»); участие в производстве турбовинтового двигателя «Тайн» (с рядом западноевропейских фирм); выпуск турбореактивного двухконтурного двигателя «Ларзак» (совместно с фирмой «Турбомека»); разработка турбореактивного двухконтурного двигателя с форсажной камерой М88 для французского истребителя «Рафаль». Основные данные некоторых двигателей фирмы приведены в таблице.

Основные данные	«Атар» 9К-50 (ТРДФ)	MS3-5 (ТРДФ)	«Ларзак» 04-С20 (ТРД)	CFM56-2 (ТРД)	М53-Р2 (ТРДФ)	М88 (ТРДФ)
Тяга, кН	70,6	88,3	14,1	107	96,2	73,6
Масса, кг	1585	1512	300	2090	1485	900
Диаметр, м	1,02	1,05	0,6	1,73	1,055	0,66
Удельный расход топлива, кг/(Н·ч)						
взлётном режиме	0,2	0,21	0,076	0,037	0,208	0,189
На крейсерс ком режиме	-	-	-	0,066	-	-
Расход воздуха, кг/с	73	86	28,6	375	94	67
Степень повышен ия давления	6,15	9	11,1	26,9	9,8	~25
Степень двухконт урности	0	0,35	1,04	6	0,36	0,25—0,6
Температ	1220	1508	1430	1560	1548	1850

ура газа перед турбиной, К						
Применение (летательные аппараты)	Истребители Дассо-Бреге «Мираж» F1, «Мираж» 50, «Мираж» III NG	Истребители Дассо-Бреге «Мираж» 2000, «Мираж» 4000	Учебно-боевой самолёт Дассо-Бреге—Дорнье «Альфа джет»	Пассажирские самолёты Макдоннелл-Дуглас DC-8, Боинг 737-300 и -400, Эрбас индастри А-320 и др.	Истребитель Дассо-Бреге «Мираж» 2000	Истребитель Дассо-Бреге «Рафаль»

**снижение** летательного аппарата — этап полёта, на котором происходит существенное уменьшение высоты полёта. При С. с высоты крейсерского полёта дальность С. может достигать десятков и даже сотен км. Оптимальным по расходу топлива является С. с максимальным *аэродинамическим качеством*.

**снос** — отклонение *путевой скорости* летательного аппарата от направления, совпадающего с его продольной осью. Причиной С. летательного аппарата может быть боковой ветер, а для многодвигательного самолёта также неравномерность тяги двигателей. При навигационных расчётах С. учитывается со знаком «+» при отклонениях путевой скорости вправо от продольной оси летательного аппарата (см. *Системы координат*) и со знаком «-» — при отклонении влево.

**совершенный газ.** В аэродинамике под С. г. (термодинамически С. г.) понимают газ, подчиняющийся уравнению Клапейрона  $p = \{\rho\}RT$  ( $p$  — давление,  $\{\rho\}$  — плотность,  $R$  — газовая постоянная,  $T$  — термодинамическая температура) и имеющий постоянные удельные теплоёмкости. В отечественной литературе по термодинамике такой газ называют идеальным, в аэродинамике под идеальным газом понимают газ, в котором отсутствуют трение и теплопроводность (см. *Идеальная жидкость*).

**совмещённое управление** — режим попеременного или одновременного управления самолётом лётчиком и системой автоматического управления (САУ). С. у. часто отождествляется с «управлением через САУ посредством штурвала». С. у. подразделяется на две фазы: маневрирования и стабилизации. В фазе маневрирования управление самолётом осуществляет лётчик через обычные *рычаги управления* с сохранением традиционного стереотипа пилотирования. В фазе *стабилизации* управление самолётом осуществляет САУ, которая стабилизирует параметры движения самолёта — обычно углы *тангажа* и *крена*, а также *курс*, имевшие место в конце фазы маневрирования. Переход из одной фазы С. у. в другую осуществляется отдельно для продольного и поперечного каналов управления на основе анализа воздействия лётчика на рычаги управления, то есть по сигналам усилий, прикладываемых лётчиком к рычагам, или по сигналам перемещения рычагов. Тип используемого сигнала зависит от схемы САУ: при отработке управляющих сигналов САУ, подаваемых на органы управления, на рычагах управления (то есть при перемещении рычагов по сигналам САУ) используется сигнал усилия, при отсутствии отработки — сигнал перемещения. Наибольшее распространение получил переход из фазы в фазу по пороговым значениям: при превышении пороговых значений сигналов усилий или перемещений вырабатывается признак фазы маневрирования, при уменьшении

сигналов ниже пороговых — фазы стабилизации. Обычно на переход в фазу стабилизации задаётся задержка по времени или проводится дополнит, анализ затухания переходных процессов самолёта по параметрам, стабилизируемым САУ в фазе стабилизации.

Наибольшее распространение **С. у.** получило на магистральных пассажирских самолётах, почти весь полёт которых проходит под управлением САУ. **С. у.** в этом случае упрощает процедуру взаимодействия лётчика с САУ, обеспечивая ему возможность оперативного вмешательства в управление самолётом при работающей САУ, упрощает процесс пилотирования.

Ю. Ф. Шелюхин.

**соглашения о воздушном сообщении** — договоры между двумя государствами по поводу условия воздушных перевозок. Полёты иностранных воздушных судов в воздушном пространстве СССР регулировались *Воздушным кодексом СССР*, предусматривавшим, что они осуществляются на основании и в соответствии с условиями международных договоров СССР. По состоянию на 1 января 1990 Советским Союзом таких соглашений было заключено 102.

**С. о в. с.** определяют прежде всего права на полёты, ими устанавливаются «договорные линии», которые каждое государство разрешает эксплуатировать *авиапредприятию транспортному*, назначенному другим государством, и перечень коммерческих прав («свобод воздуха») на осуществление перевозок по этим линиям. Договорные линии могут включать пункты посадки: на своей территории, промежуточные пункты в странах на маршруте полёта, на территории партнёра по соглашению и в третьих странах — за пределами этой территории.

**С. о в. с.** содержат также условия, соблюдение которых необходимо для начала эксплуатации договорных линий, положения об освобождении от обложения таможенными пошлинами воздушных судов, топлива, имущества и оборудования, предназначенных для эксплуатации договорных линий, и о распространении на воздушные суда, экипажи, пассажиров и грузы законов и правил страны, на территории которой они находятся. **С. о в. с.** регламентируют вопросы бортовой документации воздушных судов и свидетельств членов экипажей, которые взаимно признаются действительными на территории обеих сторон договора, определяют порядок расследования авиационного происшествия, обеспечения безопасности полётов, согласования *тарифов на воздушные перевозки* и распределения объёмов перевозок, предусматривают создание на взаимной основе представительств иностранных авиатранспортных предприятий и др.

Попытка создать типовое **С. о в. с.** была предпринята на Чикагской конференции 1944, на которой был утверждён его типовый образец. Он был расширен и уточнён в «Страсбургском проекте», одобренном ИКАО в 1959. Большое влияние на практику заключения **С. о в. с.** имело также соглашение 1946 между США и Великобританией, известное как Бермуды 1 (заменено соглашением 1977 — Бермуды 2).

СССР при заключении **С. о в. с.** учитывал положения указанных типовых проектов. Вместе с тем, исходя из принципов взаимной выгоды и уважения интересов сторон, при выработке конкретных условий соглашений СССР вносил в них соответствующие изменения и дополнения.

В. С. Грязнов.

**«Соко»** (SOKO) — авиастроительное предприятие Югославии. Образовано в 1951. Совместно с румынским предприятием *ИАв «Крайова»* разработало и производило истребитель-бомбардировщик J-22 «Орао» (в Румынии имеет обозначение IAR-93; см. рис. в таблице XXXVII). Выпускало учебно-тренировочный и лёгкий ударный самолёт G-4 «Супер Галеб» с турбореактивным двигателем (первый полёт в 1978), по лицензии — французский вертолёт Аэропасьяль SA 342 «Газель».

**Соколовский** Олег Викторович (1916—1949) — советский лётчик-испытатель, капитан. Окончил Борисоглебскую школу военных лётчиков (1940) и остался в ней лётчиком-инструктором.

Участник Великой Отечественной войны. С 1944 командир авиаотряда Руставской школы военных лётчиков. С 1945 командир звена Высшей офицерской авиационной школы воздушного боя ВВС. С 1947 заместитель командира эскадрильи Высших офицерских лётно-тактических курсов ВВС. С 1948 на испытательной работе. Провёл заводские испытания реактивного истребителя ЛА-176. 26 декабря 1948 впервые в СССР достиг на ЛА-176 скорости, равной скорости звука. Погиб при испытании самолёта. Награждён орденом Красного Знамени, медалями.

**О. В. Соколовский.**

**солнечный самолет** — термин, употребляемый применительно к самолёту, силовая установка которого использует световую энергию солнечного излучения и состоит из фотоэлектрического генератора (солнечных батарей), электродвигателя и приводимого им во вращение воздушного винта. В 70-х гг. был создан ряд лёгких экспериментальных **С. с.**, из которых выделялся «Солар челленджер» американского конструктора П. Мак-Криди (рис. в таблице XXXVIII). Длина самолёта 8,84 м, размах крыла 14,3 м, взлётная масса (включая пилота) 156 кг. Солнечные батареи, расположенные на верхней поверхности крыла и стабилизатора, занимают 68% площади самолёта в плане и развивают в наиболее благоприятных условиях освещённости мощность на уровне моря 2,55 кВт. Масса силовой установки в целом около 30 кг. В июле 1981 на этом **С. с.** совершён перелет Париж — Лондон (протяжённость маршрута 368 км, средняя скорость 68,5 км/ч, максимальная высота полёта 3570 м).

В беспилотном варианте и при наличии на борту аккумуляторов для накопления энергии, вырабатываемой в светлое время суток, **С. с.** способен выполнять полёты продолжительностью в несколько месяцев на больших высотах в целях картографирования местности, ведения различного рода наблюдений и решения других специфических задач.

**Соловьёв** Евгений Степанович (1931—1978) — советский лётчик-испытатель, заслуженный лётчик-испытатель СССР (1973), Герой Советского Союза (1966). Окончил Чугуевское (Харьковское) высшее авиационное училище лётчиков (1952). Работал лётчиком-инструктором, служил в частях ВВС. В 1958 окончил школу лётчиков-испытателей и работал лётчиком-испытателем в ЛИИ, с 1959 в ОКБ П. О. Сухого, где был одним из ведущих лётчиков-испытателей. Участвовал в испытаниях более 60 типов самолётов, в том числе Су, Як, МиГ, Ил, Ту и Ан. Погиб при выполнении испытательного полёта. Награждён орденами Ленина, Октябрьской Революции, Красного Знамени, Трудового Красного Знамени, медалями.

**Е. С. Соловьёв.**

**Соловьёв** Павел Александрович (р. 1917) — советский конструктор авиационных двигателей, член-корреспондент АН СССР (1981), профессор (1960), заслуженный деятель науки и техники РСФСР (1973), Герой Социалистического Труда (1966). Окончил Рыбинский авиационный институт (1940). В 1940—1953 работал в ОКБ А. Д. Швецова. С 1953 главный конструктор этого ОКБ, в 1981—1989 генеральный конструктор. Под руководством **С.** разработаны первый советский вертолётный газотурбинный двигатель Д-25В, первый советский турбореактивный двухконтурный двигатель Д-20П, высоко-экономичные турбореактивные двухконтурные двигатели Д-30КУ, Д-30КП, ПС-90. Депутат ВС СССР в 1970—1989. Ленинская премия (1978), Государственная премия СССР (1968). Награждён 4 орденами Ленина, орденами Октябрьской Революции, Трудового Красного Знамени, Красной Звезды, медалями. См. статью *АШ*.

**П. А. Соловьёв.**

**«Сондерс-Ро», «Саундерс-Ро» (Saunders-Roe)**, — авиационная фирма Великобритании. Образована в 1928, в 1959 вошла в состав фирмы «Уэстленд». Специализировалась на производстве летающих лодок. Построила первую в мире реактивную летающую лодку SR A/1 (первый полёт в 1947), пассажирскую летающую лодку «Принцесса» на 220 мест (1952), экспериментальный истребитель-перехватчик с комбинированной силовой установкой (турбореактивный двигатель и

жидкостный ракетный двигатель) SR 53 (1957). В 50-х гг. вела производство вертолётов «Скитер» (1948), разработала вертолёт «Уосп»/«Скаут» (1959; см. рис. в таблице XXXII).

**соосный винт** — два воздушных (несущих) винта, расположенных непосредственно один за другим на соосных валах и вращающихся в противоположных направлениях (см. рис.). У **С. в.** при больших относительных *поступях винта* потери мощности, вызываемые закручиванием воздушной среды, меньше чем у невзаимодействующих винтов (объясняется тем, что второй винт снижает закручивание, вызываемое первым винтом). Применение **С. в.** позволяет благодаря увеличению общего числа лопастей снимать большую мощность с двигателя, тем самым повышая полный КПД силовой установки. **С. в.** на вертолёте позволяет, кроме того, отказаться от установки *рулевого винта*.

**Соосный винт самолёта Ан-22 «Антей».**

**Сопвич**, **Сопуит** (Sopwith), Томас Октейв Мёрдок (1888—1989) — один из пионеров авиации в Великобритании. В 1910 получил свидетельство пилота и стал видным лётчиком-спортсменом и испытателем. В 1912 основал лётную школу, но с 1913 сосредоточился на разработке и производстве самолётов, создав свою фирму в Кингстоне-он-Темс (см. «Сопвич»). В 1914 его биплан «Таблоид», переоборудованный в гидросамолёт, выиграл *Шнейдера кубок*. В годы Первой мировой войны фирма в больших количествах выпускала истребители. С 1920 **С.** возглавлял фирму «Хокер» (новое название фирмы «Сопвич», данное в честь её лётчика-испытателя Г. Хокера), а впоследствии (с 1935) — концерн «Хокер Сидли».

**«Сопвич»** (Sopwith Aviation Co.) — самолётостроительная фирма Великобритании. Создана в 1913 *Т. О. М. Сопвичем*, в 1920 название фирмы изменено на «Хокер». Известна главным образом своими истребителями времён Первой мировой войны. Разработала и выпускала военные самолёты, в том числе разведчик и лёгкий бомбардировщик «Таблоид» (первый полёт в 1913), истребитель-гидросамолёт «Вэби» (1914), истребители «1½-Страттер» (1915, выпущено 5720), «Пап» (1916, построено 1770), «Трайплейн» («Триплан», 1916, см. рис. в таблице VIII), «Кэмел» (1917, построено около 5500, лётчики этих самолётов сбили 1294 самолёта противника, см. рис. в таблице VIII), «Снайп» (1918, построено около 1,5 тысяч, после войны был стандартным истребителем ВВС Великобритании), палубный торпедоносец «Куку» (1918).

**сопло** — профилированный канал (насадок), служащий для разгона рабочей среды (газа, жидкости) посредством преобразования её внутренней (тепловой) энергии и потенциальной энергии давления в кинетическую. Как конструктивный элемент **С.** используется в различных технических устройствах: турбинах (см. *Сопловой аппарат турбины*), реактивных двигателях (см. *Реактивное сопло*), *аэродинамических трубах, эжекторах, форсунках топливных* и т. д. Для получения сверхзвуковой скорости в газовом **С.** площадь его сечения по длине должна сначала уменьшаться, а затем возрастать (см. *Лаваль сопло*).

**сопловой аппарат турбины** — лопаточный венец, ограниченный поверхностями, образованными полками по торцам лопаток, неподвижно закреплённый в корпусе турбины (см. рис.). В **С. а. т.** происходит расширение газа, при котором потенциальная энергия сжатого горячего газа преобразуется в кинетическую, поэтому его давление и температура уменьшаются, а скорость потока увеличивается. Кроме того, газовый поток закручивается по направлению вращения рабочего колеса. Межлопаточные каналы соплового аппарата турбины имеют уменьшающуюся по потоку газа площадь проходного сечения, на выходе из каналов поток, как правило, достигает около- или сверхзвуковой скорости. Газодинамическая эффективность работы **С. а. т.** оценивается коэффициентом скорости (отношение действительной скорости истечения газа из **С. а. т.** к адиабатической скорости), равным 0,96—0,98. В современных высокотемпературных газовых турбинах лопатки и торцовые поверхности **С. а. т.** охлаждаются изнутри воздухом, причём наиболее интенсивно — сопловой аппарат первой ступени. Утечки охлаждающего воздуха по стыкам торцовых полок сопловых лопаток ухудшают тепловое состояние лопаток и снижают газодинамическую эффективность **С. а. т.** Уплотнения на его внутренних торцевых поверхностях

препятствуют перетеканию газа под лопаточными венцами.

Во многих конструкциях **С. а. т.** через полые сопловые лопатки проходят силовые стойки опоры турбины и коммуникации масляной системы. Лопатки **С. а. т.** изготавливаются из жаропрочных жаростойких сплавов методом литья по выплавляемым моделям.

Лит.: **Абианц В. Х.**, Теория авиационных газовых турбин, 3 изд., М., 1979.

*Б. А. Пономарёв.*

Конструктивная схема соплового аппарата турбины: 1 — наружный корпус турбины; 2 — силовая шпилька; 3 — сопловая лопатка; 4 — торцовые полки; 5 — внутренний корпус турбины; 6 — жаровая труба камеры сгорания.

**сопротивление аэродинамическое** — проекция главного вектора аэродинамических сил (см. *Аэродинамические силы и моменты*), приложенных к обтекаемой поверхности тела, на направление его движения. Термин «сопротивление» первоначально (вплоть до начала XX в.) употреблялся для обозначения главного вектора аэродинамических сил, а его проекция на направление потока называется лобовым сопротивлением. Проблема **С. а.** — одна из главных проблем *аэродинамики*.

При движении тела с его стороны на среду (жидкость, газ) действует сила, которая, согласно закону Ньютона, равна по значению и противоположна по направлению **С. а.**; эта сила, в отличие от *подъёмной силы*, совершает работу и сообщает жидкости (газу) определенную энергию, которая рассеивается в вязкой среде. **С. а.**, в конечном счёте, обусловлено действием сил трения и процессами диссипации механической (кинетической) энергии движения среды, то есть необратимыми процессами перехода механической энергии в тепловую.

**С. а.  $X$**  состоит из сопротивления давления  $X_D$ , представляющего собой интеграл по обтекаемой поверхности проекции нормальных напряжений на направление движения и *сопротивления трения*  $X_{\{\omega\}}$  представляющего собой интеграл по обтекаемой поверхности проекции касательных напряжений на то же направление. Сопротивление трения (СТ) зависит от характера движения среды в поверхностном слое (ламинарное, переходное или турбулентное течение) и *Рейнольдса числа*  $Re$ , уменьшаясь по мере роста значения  $Re$ .

**С. а.** и его составляющие можно непосредственно определить экспериментальным путём: значение  $X$  определяется, например, по результатам весовых измерений при испытаниях в *аэродинамических трубах*, значение  $X_D$  вычисляется по распределению давления, измеренного с помощью дренажных отверстий на обтекаемой поверхности, а значение  $X_{\{\omega\}} = X - X_D$ . Обе составляющие **С. а.** связаны друг с другом и зависят от многих факторов, характеризующих режим движения тела и его конфигурацию. Тем не менее в аэродинамике выделяются различные компоненты сопротивления давления (СД), поскольку в авиации, как правило, приходится иметь дело с движением летательного аппарата при больших числах Рейнольдса, когда действие сил трения проявляется существенным образом только в тонком *пограничном слое*, примыкающем к поверхности тела, а основной внешний поток можно считать невязким.

Согласно *Д'Аламбера — Эйлера парадоксу* **С. а.** любого тела в однородном стационарном потоке идеальной (невязкой) несжимаемой жидкости равно нулю. Вопреки этому в реально наблюдаемых течениях даже очень маловязких жидкостей **С. а.** может быть достаточно велико, например, **С. а.** сферы, отнесённое к скоростному напору и площади большого круга, есть величина порядка единицы. Отметим, что при нестационарном движении тело обладает **С. а.**, которое возникает за счёт ускорения некоторой части окружающей тело среды (см. *Присоединённая масса*); этот компонент СД имеет место и при движении в идеальной среде. Поэтому ниже всюду речь будет идти только о стационарном движении тела.

Разрешение парадокса Д'Аламбера — Эйлера было дано в 1904 *Л. Прандтлем*, установившим, что

сколь угодно малая вязкость среды при определенных условиях может приводить к полной перестройке течения по сравнению с теоретической картиной, соответствующей безотрывному движению идеальной жидкости. Причиной такой перестройки, состоящей в переходе от безотрывной формы обтекания к отрывной, является действие сил внутреннего трения в пограничном слое.

Рассмотрим крыло бесконечного размаха (профиль) в потоке несжимаемой вязкой жидкости. При движении профиля вблизи его поверхности образуется пограничный слой, который определяет СТ профиля. Наличие пограничного слоя приводит к оттеснению струек тока от поверхности профиля и образованию за ним *следа аэродинамического*. В результате обтекается как бы новый контур, состоящий из утолщённого тела и вязкого следа за ним. Вдоль такого контура поток тормозится меньше, и давление в кормовой части профиля не восстанавливается до значения, соответствующего обтеканию его невязким потоком. Устанавливающееся при этом распределение давления на поверхности профиля определяет СД, значение которого зависит от толщины и формы контура профиля, поэтому его часто называют **сопротивлением формы** (СФ). Сумма сопротивлений формы и трения представляет собой *профильное сопротивление* (ПС), которое в данном случае совпадает с **С. а.** У относительно тонких профилей с острой задней кромкой (хорошо обтекаемые профили), которые на малых углах атаки обтекаются практически без отрыва потока и которые нашли широкое применение в авиации, СФ составляет небольшую часть ПС (рис. 1); при возрастании числа Рейнольдса ПС уменьшается. За плохо обтекаемыми телами образуется область развитого отрывного течения, что обуславливает СД, намного большее СТ. В качестве примера на рис. 2 в одном масштабе показаны хорошо обтекаемый профиль и круговой цилиндр, обладающие одинаковым **С. а.** При больших числах Рейнольдса ламинарное течение из-за неустойчивости переходит в турбулентное. Турбулентный пограничный слой по сравнению с ламинарным может выдержать большие перепады давления. Это приводит к смещению точки отрыва пограничного слоя вниз по потоку (рис. 3), сокращению поперечного размера срывной зоны и резкому уменьшению ПС, хотя СТ при этом возрастает (см. *Кризис сопротивления*).

Для крыльев конечного размаха, а также для любых пространственных тел конечных размеров, наряду с рассмотренным выше, имеется и другой механизм образования сопротивления, поэтому при распространении понятий «сопротивление форм» и «профильное сопротивление» на пространств, случай обычно определяют их для условий обтекания при нулевой подъёмной силе (коэффициент подъёмной силы  $c_y = 0$ ). При наличии подъёмной силы ( $c_y \neq 0$ ) образующаяся за телом вихревая пелена вызывает появление индуктивного сопротивления (ИС), являющегося частью СД (коэффициент ИС  $c_{xi}$  пропорционален  $c_y^2$ ). Механизм возникновения ИС связан с тем, что непрерывно порождаемая телом вихревая пелена индуцирует движение всё новых масс среды, то есть имеет место непрерывное увеличение кинетической энергии потока, а это возможно только при работе силы сопротивления, отличной от нуля. Этот механизм ИС может быть объяснён в рамках теории идеальной жидкости, хотя следует помнить, что в действительности генерация завихренности на поверхности тела и её диссипация в потоке обусловлены действием вязкости среды.

При больших дозвуковых скоростях полёта начинает проявляться сжимаемость воздуха, и при некотором критическом *Маха числе*  $M^*$  на обтекаемой поверхности тела скорость потока достигает скорости, равной местной скорости звука. При числах Маха  $M^* > M_{\infty}$  около тела образуются местные зоны сверхзвукового течения, которые замыкаются узкими областями с большими градиентами газодинамических переменных — скачками уплотнения. В этих скачках существенно действие вязкости и теплопроводности, в результате чего происходит необратимый переход части кинетической энергии в тепловую, что обуславливает появление *волнового сопротивления*, являющегося частью СД. В рамках идеального газа этот механизм образования сопротивления воспроизводится в теории ударных волн. Замыкающие скачки уплотнения часто вызывают отрыв пограничного слоя, что приводит к дополнительному возрастанию СД (рис. 4). При сверх- и гиперзвуковых скоростях полёта волновое сопротивление также обусловлено образованием

ударных волн, в которых происходит диссипация механической энергии. Тела, движущиеся со сверх- и гиперзвуковыми скоростями, часто имеют затупленную кормовую часть, которая обтекается со срывом потока, что обуславливает дополнительное увеличение СД; эту часть СД обычно рассматривают отдельно и называют *донным сопротивлением*.

При движении реальных летательных аппаратов потоки воздуха, обтекающие его отдельные элементы, взаимодействуют между собой, то есть имеет место *интерференция аэродинамическая*, которая также приводит к изменению СД; эта часть СД называется *сопротивлением интерференции*. Кроме того, летательные аппараты на своей поверхности имеют различного рода надстройки, выступы, неровности и щели, которые связаны с конструкцией и технологией изготовления и неизбежно обуславливают появление *вредного сопротивления*. На режиме движения с нулевой подъёмной силой оно может достигать 15% С. а.

При равномерном прямолинейном движении летательного аппарата С. а. определяет требуемую тягу двигателей, поэтому для увеличения скорости и дальности полёта стремятся его уменьшить. Наибольший эффект достигается при снижении того вида сопротивления, которое является наибольшим для рассматриваемого режима полёта. Например, для летающего с малыми дозвуковыми скоростями самолёта с крылом обычного *удлинения*, в первую очередь необходимо уменьшить ПС и ИС: ПС можно снизить либо путем уменьшения толщины крыла и фюзеляжа (снижение СД), либо путём улучшения отделки поверхности летательного аппарата (снижение СТ), а ИС — путём увеличения удлинения крыла. При транс- и сверхзвуковых скоростях С. а. снижается путём использования стреловидных крыльев и оперения, уменьшения относительных толщин крыльев, оперения и фюзеляжа, а также рациональной компоновкой летательного аппарата в целом с применением *площадей правила*.

В некоторых случаях для уменьшения скорости полёта, например при входе гиперзвукового летательного аппарата в плотные слои атмосферы, прибегают к увеличению С. а., что достигается либо увеличением площади лобовой поверхности, либо выходом на большие углы атаки.

*Лит.:* Бэтчелор Дж., Введение в динамику жидкости, пер. с англ., М., 1973; Петров К. П., Аэродинамика ракет, М., 1977; Микеладзе В. Г., Титов В. М., Основные геометрические и аэродинамические характеристики самолетов и ракет. М., 1982; Лойцянский Л. Г., Механика жидкости и газа, 6 изд., М., 1987.

В. А. Башкин, В. В. Сычёв.

Рис. 1. Зависимость коэффициента  $c_x$  аэродинамического сопротивления и вкладов в него сопротивлений трения 1 и давления (формы) 2 для симметричного профиля Жуковского от его относительной толщины —  $\{c\}$  (в процентах САХ) при нулевом угле атаки.

Рис. 2. Сравнительные размеры профиля 1 и цилиндра 2 при одинаковом значении профильного сопротивления ( $Re = 4 \cdot 10^5$ ).

Рис. 3. Зависимость коэффициента аэродинамического сопротивления  $c_x$  поперечно обтекаемого цилиндра от числа Рейнольдса: 1 — точка отрыва ламинарного пограничного слоя; 2 — точка отрыва турбулентного пограничного слоя;  $V_{\{\infty\}}$  — скорость набегающего потока.

Рис. 4. Зависимость коэффициента аэродинамического сопротивления  $c_x$  от числа  $M_{\{\infty\}}$  для профиля с относительной толщиной 9% при нулевом угле атаки и вкладов в него волнового сопротивления 1, сопротивления формы 2 и сопротивления трения 3. Жирная линия над профилем — замыкающий скачок уплотнения; на штриховой линии  $M = 1$ .

**сопротивление трения** — проекция касательных напряжений, приложенных к обтекаемой поверхности тела, на направление его движения. С. т. есть составная часть *сопротивления аэродинамического* (СА) и обусловлено проявлением действия сил внутреннего трения (вязкости); при движении тела в идеальной среде (см. *Идеальная жидкость*) оно отсутствует. С. т. и его доля

в СА зависят от параметров движения, формы тела, характера обтекания, режима течения среды (ламинарное, переходное или турбулентное) и т. п. Так, например, при безотрывном обтекании потоком несжимаемой жидкости тонкого профиля крыла с затупленной передней и острой задней кромками под малым углом атаки **С. т.** вносит основной вклад в СА, поскольку в потоке идеальной жидкости его сопротивление равно нулю (*Д'Аламбера — Эйлера парадокс*). В вязкой среде наряду с **С. т.** из-за вытесняющего действия вязкости появляется также сопротивление давления (СД), которое при больших *Рейнольдса числах* пропорционально толщине вытеснения *пограничного слоя*. Аналогичная картина имеет место в дозвуковом потоке сжимаемой среды. Для крыла конечного размаха доля **С. т.** несколько уменьшается из-за наличия *индуктивного сопротивления*. При транс- и сверхзвуковых скоростях движения при обтекании такого профиля образуются *ударные волны*, которых происходит диссипация энергии, обуславливающая значительное *волновое сопротивление* (ВС), являющееся частью СД; вследствие этого с увеличением *Маха числа* набегающего потока вклад **С. т.** в СА профиля быстро уменьшается, при сверхзвуковых скоростях им можно пренебречь по сравнению с СД. Но если при сверхзвуковых скоростях у профиля сделать переднюю кромку острой, то его ВС резко уменьшится и **С. т.** будет сравнимо с СД. Для плохо обтекаемых тел, например, для сферы, при всех скоростях движения СД намного превышает **С. т.**, при этом характер течения среды в пристеночном слое оказывает заметное влияние на СД из-за разного положения точки отрыва потока (см. *Кризис сопротивления*). В силу сказанного для дозвуковых самолётов **С. т.** играет существенную роль. Поскольку движение самолётов происходит при больших числах Рейнольдса, и на большей части обтекаемой поверхности в пограничном слое реализуется турбулентный режим течения, то для уменьшения **С. т.** применяют различные методы направленные на увеличение области течения с ламинарным режимом (см. *Ламинарный профиль, Ламинаризация пограничного слоя*).

Для сверхзвуковых самолётов, и в особенности для летательных аппаратов, спускаемых с орбиты, **С. т.** относительно мало по сравнению с СД, поэтому здесь основное внимание уделяется снижению ВС. Хотя **С. т.** и мало, но с ним связано проявление вязкости среды и, следовательно, *аэродинамическое нагревание* летательного аппарата (подводимая к обтекаемой поверхности летательного аппарата тепловая энергия пропорциональна **С. т.**).

При больших числах Рейнольдса **С. т.** обычно рассчитывается в рамках теории пограничного слоя. При очень больших сверхзвуковых скоростях движения становится существенным учёт взаимодействия пограничного слоя с внешним невязким потоком; иногда расчёт **С. т.**, а также и аэродинамического нагревания проводится на основе полных *Навье — Стокса уравнений* или уравнений Навье—Стокса, в которых отброшены некоторые члены для облегчения численного анализа задачи. Для определения **С. т.** применяются также экспериментальные методы исследования.

В аэродинамических расчётах широко используется безразмерный суммарный коэффициент **С. т.**  $c_f$ , равный отношению суммарной силы **С. т.**  $X\{\{\omega\}\}$ , к характерному *скоростному напору*  $q$  и характерной площади  $S$ :  $c_f = X\{\{\omega\}\}/qS$ .

*В. А. Башкин.*

**сопротивление усталости авиационных конструкций** — способность конструкции летательного аппарата сопротивляться повреждающему действию переменных повторяющихся нагрузок (напряжений). **С. у.** характеризуется циклической долговечностью (числами циклов нагружения, полётов, часов налёта и т. п.), соответствующей определенной комбинации переменных нагрузок, или уровнем нагруженности, соответствующем определенной циклической долговечности. См. *Усталость авиационных конструкций*.

**сотовая конструкция** — многослойная конструкция, состоящая из двух обшивок — несущих слоев, соединённых сотовым наполнителем и окантованных по периметру элементами каркаса (рис. 1). Название «сотовый» наполнитель получил за наиболее распространённую шестигранную структуру, сходную с пчелиными сотами. **С. к.** применяются, в основном в авиа- и ракетостроении

и предназначены для восприятия и передачи распределенных нагрузок, действующих на элементы конструкции летательного аппарата. **С. к.** выполняют также и специальные функции: звукоизоляционные, демпфирующие, теплозащитные, радиопрозрачные, аэродинамические (гладкость обшивки), декоративные и др. **С. к.** используются для изготовления следующих элементов летательного аппарата: фюзеляжа, оперения, крыла (в том числе носовые и хвостовые части крыла, закрылки, тормозные щитки, рули, лонжероны, нервюры), обтекателей антенн, воздухозаборников, перегородок, панелей пола, стеллажей, багажных полок, кресел, декоративных панелей, дверей, лопастей несущего винта вертолётов и др.

Принципы работы **С. к.**: при нагружении жёсткий на сдвиг и лёгкий сотовый наполнитель воспринимает поперечный сдвиг и предохраняет тонкие несущие слои от потери устойчивости при продольном сжатии, обеспечивая в то же время их совместную работу. Несущие слои воспринимают растяжение-сжатие, сдвиг в плоскости слоев и поперечный изгиб и предохраняют от внешнего воздействия сотовый наполнитель. Такое взаимодействие элементов **С. к.** обеспечивает большую жёсткость и высокую несущую способность **С. к.** при малой массе. **С. к.** по принципу работы относятся к слоистым (трёхслойным) конструкциям, а по конструктивному исполнению наполнителя (в виде сотовых ячеек) являются ячеистыми конструкциями. **С. к.** различают: по форме в плане — прямоугольные, параллелограммные, трапециевидные, круглые; по толщине — постоянной толщины и переменной; по структуре поперечного сечения — симметричного строения и несимметричного; по кривизне поверхности — плоские, пологие криволинейные панели, оболочки; по материалам несущих слоев — металлические, неметаллические, композиционные, комбинированные, по форме ячеек сотового наполнителя — четырёхгранные, шестигранные, шахматные, специальные гибкие формы (рис. 2); по типу соединения обшивок с сотовым наполнителем — клеёные, паяные, сварные. На рис. 3 показана схема изготовления сотового наполнителя.

В 1940-е гг. тонкие фанерные обшивки крыла и фюзеляжа со сплошным и сотовым заполнением были использованы в конструкции английского самолёта Де Хэвилленд «Москито» (рис. 4). В 1944 после появления фенольного клея «ридакс» были изготовлены первые цельнометаллические клеёные слоистые панели с сотовым (ячеистым) наполнителем.

В начале 50-х гг. **С. к.** из лёгких сплавов начинают использоваться в самолётах американских фирм. Фирма «Авро» (Великобритания) построила экспериментальный самолёт «Авро-720», в котором масса **С. к.** составляла около 85% массы всей конструкции. С конца 50-х гг. **С. к.** начали применяться в конструкциях лопастей несущих винтов вертолётов, в дальнейшем — в других элементах летательных аппаратов.

Ю. А. Гладков.

Рис. 1. Сотовая конструкция: 1 — несущие слои; 2 — сотовый наполнитель; 3 — элементы каркаса.

Рис. 2. Формы ячеек наполнителя: 1 — четырёхгранные соты; 2 — шестигранные соты; 3 — шахматные соты; 4 — гибкие соты.

Рис. 3. Схема изготовления сотового наполнителя: а — профилирование; б — растяжка.

Рис. 4. Трёхслойные панели крыла самолёта «Москито».

**сохранения законы** в аэро- и гидродинамике — фундаментальные законы механики, сформулированные для движущейся *сплошной среды* и выражающие собой законы сохранения массы, импульса и энергии. Для произвольного объёма  $\{\{\tau\}\}$  жидкости (газа), ограниченного замкнутой поверхностью  $S$ , **С. з.** в интегральной форме записываются следующим образом:

$\{\{\text{формула}\}\}$

(закон сохранения массы),

{{формула}}

(закон сохранения импульса),

{{формула}}

(закон сохранения энергии).

Здесь  $\{\rho\}$  — плотность,  $T$  — температура,  $\{\epsilon\}$  — интенсивность внутренних источников энергии,  $k$  — теплопроводность,  $t$  — время,  $D/Dt$  — так называемая полная, или субстанциональная, производная,  $e$  — внутренняя энергия,  $\mathbf{V}$ ,  $\mathbf{p}_n$ ,  $\mathbf{F}$  — скорость, *поверхностная сила* и *массовая сила* соответственно,  $\mathbf{n}$  — внешняя нормаль к поверхности  $S$ . Если поверхностные интегралы с помощью формулы Грина выразить через объёмные и воспользоваться связью вектора поверхностной силы с *давлением гидродинамическим* и *тензором скоростей деформаций*, то из интегральных **С. з.** выводятся дифференциальные формы их записи: *неразрывности уравнение*, *Навье — Стокса уравнения* и *энергии уравнение*. **С. з.**, записанные как в интегральной, так и дифференциальной форме, служат основой для теоретического исследования аэрогидродинамических задач.

*Лит.:* Лойцянский Л. Г., Механика жидкости и газа, 6 изд., М., 1987.

*В. А. Башкин.*

**«Спад»** (SPAD, Soci $\{\dot{e}\}$ t $\{\dot{e}\}$  pour L'Aviation et Ses Deriv $\{\dot{e}\}$ es) — самолётостроительная фирма Франции. Основана в 1910 под названием «Депердюссен» (Soci $\{\dot{e}\}$ t $\{\dot{e}\}$  pour les Appareils Deperdussin). В 1914 слилась с фирмой Л. Блерио, которая до середины 30-х гг. употребляла аббревиатуру СПАД в обозначении многих своих самолётов. См. рис. в таблице VIII.

**«спейс шаттл»** (английское Space Shuttle — космический челнок) — пилотируемый транспортный космический корабль многоцелевого использования, созданный в США (рис. в таблице XXXVIII). Обеспечивает вывод космических объектов на низкие геоцентрические орбиты (высота 200—500 км), возвращение объектов на Землю, ремонт и обслуживание спутников, проведение экспериментов и других операций на орбите. Является основным компонентом «космической транспортной системы», включающей так называемые межорбитальные буксиры для перевода объектов с низкой на более высокую геоцентрическую орбиту. Старт «С. ш.» вертикальный, схема двухступенчатая, при старте включаются двигатели обеих ступеней. Первая ступень — два ракетных двигателя твёрдого топлива (ускорители), которые после отделения спускаются в океан на парашютах и затем после восстановления используются повторно (до 20 раз). Вторая (орбитальная) ступень — пилотируемая крылатая (длина 37,3 м, высота по килю 17,3 м, размах крыла 23,8 м, крыло с двойной стреловидностью) — разработана фирмой «Рокуэлл», после схода с орбиты совершает планирующий полёт и «самолётную» посадку на специальную полосу большой длины. Управление при спуске газодинамическое (в верхних слоях атмосферы) и обычное аэродинамическое (в плотных слоях). Ресурс — 100 полётов. При старте первая и вторая ступени состыкованы с несохраняемым топливным баком, содержащим жидкое топливо для основной двигательной установки (три кислородно-водородных жидкостных ракетных двигателя) второй ступени. Официальное начало разработки 1972, первый космический полёт в 1981. К 1992 построено 5 орбитальных ступеней: «Колумбия», «Челленджер», «Дискавери», «Атлантис» и «Индевор». Часть запланированных полётов военного назначения. 28 января 1986 «Челленджер» потерпел катастрофу при старте. Экипаж, состоящий из 7 человек, погиб. В том же году принято решение о постройке ещё одной орбитальной ступени. Полёты возобновились в сентябре 1988. Основные данные корабля: высота в стартовом положении 56 м, стартовая масса около 2000 т, общая стартовая тяга 34,4 МН, максимальный полезный груз 29,5 т (при выводе на орбиту) и 14,5 т (при возвращении на Землю), габариты грузового отсека 18,3x4,6 м, максимальная продолжительность полёта 30 суток, экипаж до 7 человек.

*Ю. Я. Шилов.*

## Старт «Спейс шаттла».

**спектр потока** — картина обтекания тела жидкостью или газом, получаемая методами *визуализации течений*. С помощью **С. п.** обнаруживаются особенности обтекания тела (*срывы потока*, вихри, скачки уплотнения и *волны разрежения*), выясняются дефекты формы летательного аппарата, нарушающие плавное обтекание, и находятся его рациональные формы, определяются углы атаки летательного аппарата и углы отклонения органов управления, при которых наступает отрыв потока; на основе **С. п.** создают расчётные схемы течения.

**спектральные методы исследования** — методы, использующие спектральные приборы и установки, обеспечивающие в *аэродинамическом эксперименте* качественный и количественный анализ состава и состояния газового потока, бесконтактное и безынерционное измерение в заданных точках поля течения локальных значений основных газодинамических переменных: температуры, плотности (концентрации частиц), давления, скорости, а также поля температуры поверхности нагретых тел и их оптических характеристик (излучательная способность и др.). **С. м. и.** базируются на использовании собственного излучения атомов и молекул исследуемого вещества — спонтанного (самопроизвольного) или вынужденного воздействием внешних источников — либо поглощения внешнего излучения атомами или молекулами. В основе **С. м. и.** лежат известные физические законы, выражающие зависимость интенсивности и спектрального распределения излучения объектов (газа, модели) от его состава и состояния, например, закон теплового излучения Кирхгофа, закон излучения абсолютно чёрного тела Стефана — Больцмана, закон смещения Вина и др. Процесс практической реализации **С. м. и.** заключается в следующем: излучение исследуемого объекта, воспринимаемое оптическим (спектральным) прибором, развёртывается в спектр; состав изучаемой газовой среды или модели определяется по присутствующим в спектре атомным линиям и молекулярным полосам, соответствующим различным химическим элементам и соединениям; параметры среды или объекта определяются по абсолютной или относительной интенсивности спектральных линий, по их уширению и смещению. При реализации **С. м. и.** используются спектральные приборы, работающие в различных областях спектра (от УФ до ИК), самого разного назначения (спектрографы, спектрометры, интерферометры Фабри — Перо и другие). Погрешность определения исследуемых параметров в зависимости от условий эксперимента изменяется от 2—3% до 10—15%.

**С. м. и.** в классическом исполнении применяются в аэродинамических трубах с гиперзвуковым течением и в установках с плазменными струями, где наблюдается свечение газа и нагретой модели. Методы так называемой лазерной спектроскопии могут применяться также в аэродинамических трубах со сверх-, транс- и дозвуковыми течениями. **С. м. и.** часто сочетаются с другими *оптическими методами исследования течений*.

*В. А. Яковлев.*

**спеченные материалы** — см. в статье *Порошковые материалы*.

**спираль** (первоисточник: греческое  $\sigma\upsilon\pi\upsilon\rho\alpha$  — виток) — *фигура пилотажа*: движение летательного аппарата по отвесной винтовой линии (см. рис.). Может быть восходящей и нисходящей. **С.**, при выполнении которой скорость, *крен*, угол наклона траектории постоянны и нет *скольжения*, называют **правильной**; по крену различают **пологую (мелкую)** и **крутую (глубокую)** **С.** Правильная **С.** без тяги двигателя, при которой за один виток теряется наименьшая высота, называют **наивыгоднейшей**.

## Спираль.

**спиральная устойчивость** — стремление летательного аппарата уменьшить угол крена до нуля без вмешательства лётчика. **С. у.** — составная часть *боковой устойчивости* — определяется малым действительным корнем (так называемым спиральным корнем) *характеристического уравнения* линеаризованных уравнений четвёртого порядка бокового *возмущённого движения*. В зависимости

от знака спирального корня спиральное движение может быть устойчивым либо неустойчивым. В случае устойчивого спирального движения угол крена без вмешательства лётчика медленно уменьшается, в случае неустойчивого — медленно увеличивается.

В условиях нормального пилотирования при хорошем визуальном контроле линии горизонта и исправных пилотажно-навигационных приборах медленно развивающееся спиральное движение (как устойчивое, так и неустойчивое) легко контролируется и корректируется лётчиком. На практике допускается спиральная неустойчивость самолёта, если время удвоения начального угла крена не менее определенного значения (20—40 с). При отказах пилотажно-навигационных приборов в условиях плохой видимости спиральная неустойчивость приводит к незаметному для лётчика снижению самолёта по спиральной траектории и возникновению опасной ситуации, связанной как с потерей высоты, так и с появлением предпосылок к *сваливанию* и попаданию в *штопор*. Автоматизация ручного управления с использованием *системы улучшения устойчивости и управляемости* позволяет целенаправленно влиять на **С. у.** самолёта.

*Лит.:* Бюшгенс Г. С., Студнев Р. В., Аэродинамика самолета. Динамика продольного и бокового движения. М., 1979.

*В. И. Кобзев.*

**Спирин** Иван Тимофеевич (1898—1960) — советский военный и полярный навигатор, генерал-лейтенант авиации (1943), проф., доктор географических наук (1938), Герой Советского Союза (1937). Участник Гражданской и Великой Отечественной войн. Окончил Качинскую военную авиационную школу (1922), Высшую Военную академию (1950; позже Военная академия Генштаба Вооружённых Сил СССР). В 1934 в составе экипажа *М. М. Громова* установил мировой рекорд дальности полёта (12411 км). Участвовал в высадке И. Д. Папанина и его группы на Северный полюс в качестве флаг-штурмана экспедиции (1937), поисках пропавшего самолёта С. А. Леваневского (1937—1938). Занимался теоретическим обоснованием методов самолётовождения в Антарктике, разрабатывал навигационные приборы. Награждён 3 орденами Ленина, 2 орденами Красного Знамени, орденами Отечественной войны 1-й степени, Трудового Красного Знамени, 2 орденами Красной Звезды, медалями. *Портрет см. на стр. 526.*

*Соч.:* Записки военного лётчика, М., 1939; На Северный полюс, М., 1952.

**И. Т. Спирин.**

**сплошная среда** — непрерывная субстанция, сколь угодно малая часть которой обладает свойствами целого. В **С. с.** все характеристики вещества (плотность, скорость и др.) являются непрерывными функциями пространственной координат и времени всюду, кроме особых линий и поверхностей, то есть пренебрегается атомным (молекулярным) строением вещества. Модель **С. с.** используется, например, при изучении явлений в газах, когда характерные линейные масштабы значительно больше среднего свободного пробега молекул в газе. Это условие выполняется в большинстве случаев движения летательного аппарата в атмосфере. Модель **С. с.** широко используется при изучении процессов и явлений в жидкостях, газах и твёрдых телах (см. *Механика сплошных сред*).

**спойлер** — употребляемое в иностранной литературе название гасителя подъёмной силы (см. в статье *Интерцептор*).

**спортивный вертолёт** — предназначается для обучения, тренировки и соревнований спортсменов (экипажей) в выполнении специальных упражнений (см. *Вертолётный спорт*). **С. в.** способен совершать полёт на малой высоте с выполнением заданных эволюции и осуществлять свободный пилотаж в крайне ограниченном пространстве. Важнейшие требования к **С. в.** — небольшой вес, высокие лётно-технические характеристики и энерговооружённость, хороший обзор и простота управления.

До 1987 специальные **С. в.** в СССР серийно не строились. Спортсмены соревновались на лёгких вертолётах, предназначенных для решения различных народно-хозяйственных задач. В 1948 в ОКБ, руководимом М. Л. Милем, был разработан лёгкий трёхместный вертолёт Ми-1. Советские лётчики многократно устанавливали на нём рекорды, утверждавшиеся в качестве мировых для вертолётов этого класса. В 1961 на базе Ми-1 создан лёгкий вертолёт Ми-2. На вертолётах Ми-1 и Ми-2 советские спортсмены участвовали в чемпионате мира 1978 и завоевали 38 медалей из 42. В 1987 создан **С. в.** Ми-34, который призван стать массовым для подготовки спортсменов в аэроклубах.

За рубежом специально **С. в.** также не создавались. На международных состязаниях использовались лёгкие военные вертолёты или вертолёты, изготовленные по частному заказу. Из современных зарубежных **С. в.** наиболее распространены «Линкс» (Великобритания), ВК-117 (ФРГ), R-22 и OH-6A (США), SA315, SA317, AS355 (Франция).

*Г. П. Поляков.*

**спортивный самолет** — предназначается для обучения, тренировки и соревнований лётчиков-спортсменов (см. *Самолётный спорт*). Важнейшие особенности **С. с.** — небольшой вес, высокие аэродинамические и пилотажные качества, простота управления, возможность длительного полёта с большими положительными и отрицательными *перегрузками*.

Первыми **С. с.** в СССР были одноместный моноплан АНТ-1 (см. *Ту*) А. Н. Туполева (1923) и двухместный биплан АИР-1 А. С. Яковлева (1927). В довоенный период для подготовки спортсменов в организациях *Осоавиахима* использовались АИР-4, АИР-6, АИР-14, УТ-1 Яковлева, Г-22, Г-23 В. К. Грибовского, У-2 Н. Н. Поликарпова и другие легкомоторные самолёты. В послевоенные, особенно в 60-е, годы в связи с решениями ФАИ (1960) о проведении чемпионатов мира по *высшему пилотажу* стали создаваться более скоростные машины, обладающие хорошими лётными качествами. На втором (1962) и третьем (1964) чемпионатах мира репутацию отличного пилотажного самолёта завоевал Як-18П. Его дальнейшим развитием стал Як-18ПМ, на котором на четвертом чемпионате мира (1966) советские лётчики-спортсмены завоевали все золотые, серебряные и бронзовые медали как в мужском, так и в женском зачётах, а Як-18ПМ был признан лучшим **С. с.**

В связи с бурным развитием реактивной авиации были созданы **С. с.** с реактивными двигателями: двухместный учебный Як-30 и одноместный Як-32 — цельнометаллический моноплан с низким расположением крыла, оснащённый лёгким катапультным креслом. Эксплуатационные перегрузки от + 8 до -4. На Як-32 лётчицы Р. Шихина и Г. Корчуганова в 1965 установили два мировых рекорда скорости. С 1973 в аэроклубы страны стали поступать одноместные пилотажные машины Як-50 (с поршневым двигателем). На них на восьмом чемпионате мира (1974) советская команда завоевала 23 медали из 30. На базе Як-50 был разработан двухместный Як-52 для обучения спортсменов, но эти **С. с.** имели недостаточный ресурс и ограниченную прочность конструкции. В 1981 был создан более совершенный Як-55 (рис. 1). Для получения лучших данных при выполнении фигур обратного пилотажа профиль его крыла сделан симметричным. Близка к полной симметрии и вся аэродинамическая схема Як-55: среднепланное крыло расположено по оси вектора тяги двигателя, а горизонтальное оперение — практически в следе крыла. Компоновка машины позволила улучшить его штопорные характеристики. Перегрузки  $\pm 9$ . В 1984 на двенадцатом чемпионате мира Х. Х. Макагонова на Як-55 завоевала звание абсолютной чемпионки мира по высшему пилотажу.

В 1985 в ОКБ имени П. О. Сухого создан новый спортивный пилотажный самолёт Су-26М. (конструктор М. П. Симонов) — рис. 2. Главная отличительная особенность машины — существенно меньшие по сравнению с самолетами Як размеры, что значительно улучшило манёвренность и управляемость, повысило скорость и позволило выполнять комплексы фигур высшего пилотажа более динамично и чётко. Конструкция Су-26М выполнена в основном из угле- и стеклопластиков (первый опыт в мировом строительстве **С. с.**), что увеличивает ресурс и

прочность самолёта. Для Су-26М разрешены перегрузки от + 11 до -9.

Из современных зарубежных **С. с.** наиболее распространены бипланы семейства «Питтс», США (рис. 3), монопланы семейства КАП, Франция (рис. 4), Экстра-230, ФРГ (рис. 5), Злин-50, Чехословакия (рис. 6).

Лит.: Яковлев С. А., Спортивные самолеты, М., 1981.

Р. П. Поляков.

Рис. 1. Як-55.

Рис. 2. Су-26М.

Рис. 3. Питтс S1T.

Рис. 4. КАП-20LS.

Рис. 5. Экстра-230.

Рис. 6. Злин-50.

**среднеплан** — см. в статье *Моноплан*.

**средняя аэродинамическая хорда** (САХ) — см. в статье *Хорда*.

**Сретенский** Леонид Николаевич (1902—1973) — советский учёный в области гидро- и аэромеханики и математики, член-корреспондент АН СССР (1939). Окончил МГУ (1923), работал в Институте математики и механики МГУ (1923—1929), Гидрометеорологическом институте (1930—1934), Центральном аэрогидродинамическом институте (1931—1941), Институте теоретической геофизики АН СССР (1941—1945), Морском гидрофизическом институте АН СССР (1951—1962). В 1949—1953 вице-президент Московского математического общества. Основные труды по гидро- и аэромеханике, газовой динамике, геофизике, теоретической механике. Награждён 2 орденами Ленина, орденом Трудового Красного Знамени. Портрет см. на стр. 539.

Соч.: Теория волновых движений жидкости, 2 изд., М., 1977.

Л. Н. Сретерский.

**срыв потока**, **отрыв потока**, — одно из наиболее распространённых явлений в механике жидкости и газа. Оно может наблюдаться при обтекании крыла самолёта и его хвостового оперения, около кормовой части фюзеляжа, в диффузорах и т. д. **С. п.** состоит в том, что взамен гладкого обтекания тела (рис., а) реализуется поток, содержащий область возвратно-вихревого течения (рис., б), которая может быть замкнутой или открытой. Обычно передняя часть тела обтекается гладко, а вихревая область расположена около его задней части. Характерным для этой области является такое течение жидкости (газа), в котором частицы движутся не только в направлении основного потока (потока вне области возвратно-вихревого течения), но и в противоположном направлении. **С. п.** при обтекании элементов летательного аппарата (таких, например, как крыло самолёта) крайне нежелателен, поскольку его появление приводит к значительному росту *сопротивления аэродинамического* и, как правило, к снижению *подъёмной силы*.

Используются различные методы улучшения формы крыльев с целью затягивания отрыва потока — приближения точки отрыва к задней кромке крыла. Тем самым достигается уменьшение влияния **С. п.** на аэродинамические характеристики крыла. Исключением является, например, треугольное крыло малого удлинения, при обтекании которого **С. п.** с передних кромок сопровождается образованием над его верх, поверхностью двух вихревых жгутов (см. рис. к статьям *Вихря разрушение*, *Крыла теория*), что приводит к снижению давления над ней и, следовательно, к увеличению подъёмной силы. См. также *Вихревое течение*, *Отрывное течение*,

Отрыв пограничного слоя.

Обтекание крыла: *a* — безотрывное; *b* — с отрывом потока.

**срывное течение** — то же, что *отрывное течение*.

**срывной флаттер** — *флаттер* упругой несущей поверхности со значительным преобладанием крутильных форм колебаний над изгибными, возбуждающийся вследствие *гистерезиса* аэродинамических сил и моментов при динамическом *срыве* потока. Гистерезис возникает при динамическом изменении угла атаки  $\{\{\alpha\}\}$ , лишь в области, прилегающей к критическому углу атаки  $\{\{\alpha\}\}_{кр}$ , в которой происходит запаздывание срыва и присоединения потока по сравнению со стационарным (статическим) случаем (см. рис.). Особенно серьёзную проблему **С. ф.** представляет для несущих поверхностей со сравнительно небольшими *хордами*: для лопастей воздушных, несущих и рулевых винтов, лопаток турбин, компрессоров, вентиляторов.

Зависимости коэффициента подъёмной силы  $c_y$  от угла атаки при его динамическом (1) и статическом (2) изменениях.

**стабилизатор** (заднее горизонтальное оперение) — аэродинамическая поверхность, предназначенная для обеспечения *продольной устойчивости, продольной управляемости* летательного аппарата. Иногда **С.** называется часть *горизонтального оперения* без руля высоты. **С.** самолёта располагается на хвостовой части фюзеляжа или на *киле* (см. рис.) и обычно выполняется неподвижным. При этом продольная управляемость (*балансировка* и осуществление манёвра) обеспечивается рулём высоты. При переходе от до- к сверхзвуковым скоростям полета эффективность руля высоты (см. *Эффективность органов управления*) существенно уменьшается, поэтому на манёвренных сверхзвуковых самолётах применяют **целиком управляемый С.** В этом случае **С.** используется для обеспечения как манёвра, так и балансировки летательного аппарата. Перекладка **С.** осуществляется электрическими или гидромеханическими системами, связывающими **С.** с рычагом управления продольным движением (штурвалом или ручкой управления). Скорость перекладки **С.** достигает 20—40 $\{\{\}^{\circ}\}$ /с.

На тяжёлых неманёвренных самолётах, имеющих большой диапазон эксплуатационных *центровок* и высокую эффективность *механизации крыла*, для обеспечения балансировки на взлётно-посадочных режимах возникает необходимость использования дискретно-переставляемого или триммируемого **С.** **Дискретно-переставляемый С.** — подвижный **С.**, отклоняемый лётчиком или автоматически на фиксированные углы. **Триммируемый С.** используется для продольной балансировки самолёта и снятия усилий с рычага управления. Такой **С.** отклоняется лётчиком на любой угол в пределах рабочего диапазона через специальную кнопку управления. Скорость отклонения триммируемого **С.** небольшая: 0,3—0,5 $\{\{\}^{\circ}\}$ /с. Применение триммируемого **С.** для балансировки летательного аппарата позволяет на всех режимах полёта использовать весь диапазон возможных углов отклонения руля высоты. Для манёвра и парирования возмущений, что повышает безопасность полёта и расширяет эксплуатационные возможности самолёта. Вследствие этого такая схема управления продольным движением получила наибольшее распространение на пассажирских самолётах.

На сверхзвуковых манёвренных самолётах цельноповоротный **С.** может использоваться и для управления по крену, для чего его консоли отклоняются от балансировочного положения в противоположные стороны (**дифференциальный стабилизатор**).

А. Г. Обрубов.

**стабилизация летательного аппарата** — выдерживание постоянного во времени значения какой-либо параметра (скорость, высота и т. п.), характеризующего режим полета, при действии возмущений. **С. л. а.** может осуществляться вручную (лётчиком), системой автоматического управления (САУ) или автопилотом. В современных САУ пилотируемых летательных аппаратов используются следующие основные режимы **С. л. а.**: стабилизация *курса*, углов *крена* и *тангажа*;

стабилизация воздушной скорости (*Маха числа* полета); стабилизация высоты (вертикальной скорости) полёта. Возможна также стабилизация других параметров и их комбинаций. В зависимости от класса и назначения пилотируемого летательного аппарата в САУ могут быть реализованы те или иные режимы стабилизации, включаемые по желанию лётчика либо автоматически (см. *Совмещённое управление*). Беспилотные летательные аппараты, как правило, автоматически стабилизируются по курсу, углам тангажа и крена. Иногда заданной является программная зависимость параметра полёта от времени или от другого параметра. В этом случае Режим С. л. а. по смыслу приближается к режиму автоматического управления.

Лит.: Кузовков Н. Т., Система стабилизации летательных аппаратов, М., 1976.

Стабилизаторы на фюзеляже (а) и киле (б) самолёта: 1 — стабилизатор; 2 — руль высоты.

**стабилизация пламени** — фиксация зоны горения топлива в камере сгорания воздушно-реактивного двигателя. Так как средняя скорость потока топливовоздушной смеси в основной и форсажных камерах сгорания намного превышает скорость распространения пламени по этой смеси, то С. п. требует формирования в камере локальных зон с пониженной скоростью. Как правило, это зоны с циркуляционным течением. Они создаются в потоке плохо обтекаемыми телами — стабилизаторами, а также вдувом закрученных или втекающих под углом струй воздуха или топливовоздушной смеси. Иницированное электрической искрой (или другим источником) пламя при определенных условиях держится в таких зонах благодаря пониженной скорости течения и циркуляции горячих продуктов горения от ниже расположенной части пламени к месту его стабилизации. С. п. возможна в некотором диапазоне изменения концентрации топлива в смеси (*коэффициента избытка воздуха*  $\{\{\alpha\}\}$ ). При увеличении или уменьшении расхода топлива в камере, выводящем значение  $\{\{\alpha\}\}$  за пределы диапазона устойчивого горения, происходит срыв пламени. Этот диапазон сужается по мере увеличения скорости  $u$  и степени турбулентности  $\{\{\epsilon\}\}$  потока смеси в камере (см. рис.), а также при понижении давления  $p$  и температуры  $T$  смеси и уменьшении размера циркуляционной зоны (или стабилизатора)  $d$ . При достижении некоторых критических значений этих параметров С. п. становится невозможной при любых значениях  $\{\{\alpha\}\}$ .

Пределы стабилизации пламени в потоке углеводородно-воздушной смеси стабилизатором в форме диска:

1.  $d = 20$  мм,  $p \approx 100$  кПа,  $T = 473$  К,  $\epsilon = 12\%$ ;
2.  $d = 25,4$  мм,  $p \approx 100$  кПа,  $T = 305$  К,  $\{\{\epsilon\}\} = 4\%$ ;
3.  $d = 20$  мм,  $p \approx 100$  кПа,  $T = 473$  К,  $\{\{\epsilon\}\} = 45\%$ ;
4.  $d = 25,4$  мм,  $p = 33,7$  кПа,  $T = 305$  К,  $\{\{\epsilon\}\} = 4\%$ ;
5.  $d = 6,35$  мм,  $p = 100$  кПа,  $T = 305$  К,  $\{\{\epsilon\}\} = 4\%$ ;

**сталь** в авиастроении. С. присущ комплекс ценных свойств, обусловивших применение её в качестве конструкционного материала в авиастроении: высокая удельная прочность, работоспособность при высоких и низких температурах, а также при действии агрессивных сред, хорошая технологичность.

Идею использования С. для создания летательных аппаратов впервые высказал ещё К. Э. Циолковский, который в течение многих лет разрабатывал конструкцию цельнометаллического дирижабля из гофрированных стальных листов. В 1928 в Военно-воздушной академии РККА имени профессора Н. Е. Жуковского (ныне Военно-воздушная инженерная академия имени профессора Н. Е. Жуковского) по инициативе начальника лаборатории сварки П. Н. Львова и начальника кафедры самолётостроения С. Г. Козлова была

сформирована группа по освоению производства качественной С. и применению их в конструкциях самолётов. Было налажено производство горячего (листы) и холодного (фольга) проката из нержавеющей С. Энерж-6, а в дальнейшем — С. марок Я-1, Я-2 и ЭП-100, получивших широкое распространение в авиастроении. В 30-х гг. под названием «Сталь» было выпущено несколько опытных и серийных самолётов, в которых основным конструкционным материалом в силовых элементах служили нержавеющая С. или трубы из хромомолибденовой С.

В 1939—1940 в ОКБ *А. С. Яковлева* и *А. И. Микояна* были созданы самолёты со сварным каркасом из стальных труб. Для изготовления труб была применена разработанная *И. И. Сидориным*, *Г. В. Акимовым* и *П. П. Шишковым* С. марки 30ХГСА (хромансиль), легированная кремнием и не содержащая, в отличие от зарубежных аналогичных С., молибдена. В годы Великой Отечественной войны на самолётах штурмовой авиации широко использовалась разработанная под руководством *С. Т. Кишкина* и *Н. М. Складорова* броневая С. (см. *Броня авиационная*). Высокопрочные С. с пределом прочности 1600 МПа впервые применены в авиастроении в СССР в начале 50-х гг., когда *Кишкиным* и *И. И. Гузманом* была разработана С. марки 30ХГСН2А.

В современном авиастроении С. используется для изготовления деталей планёра, двигателя, топливно-регулирующей аппаратуры, приборов и т. д. Для изготовления деталей планера в зависимости от условий работы и эксплуатации применяются С. различных классов: среднелегированные, высоколегированные мартенситно-старяющие, коррозионностойкие аустенитного, мартенситного и переходного аустенитно-мартенситного классов.

Среднелегированные конструкционные С. служат для изготовления деталей шасси, лонжеронов, крепежа, деталей центроплана и т. д. Прочность этих С. составляет 900—1900 МПа, обеспечивается содержанием углерода в пределах 0,2—0,4% и термической обработкой, состоящей в закалке и отпуске при температурах 200—300{°}С (на прочность более 1400 МПа) или 500—620{°}С (на прочность 900—1200 МПа). Помимо углерода такие С. содержат 4—6% (в сумме) таких элементов, как хром, никель, марганец, кремний, молибден, позволяющих получить при закалке однородную высокопрочную мартенситную структуру по всему сечению детали.

Из мартенситно-старяющих высокопрочных С. типа 03Н18К9М5Т изготавливают тяжело нагруженные детали шасси, болты и т. д. Эти С. легированы 18% никеля, 9% кобальта, 5% молибдена и 0,9% титана. Такое легирование при низком содержании углерода (< 0,03%) позволяет получить после закалки мартенсит, отличающийся высокой пластичностью, но низкой прочностью. В закалённом состоянии С. хорошо обрабатываются резанием и легко подвергаются пластической деформации. С. упрочняются до 1700—2100 МПа путём старения при температурах 480—550{°}С.

Коррозионностойкие С. применяются для изготовления деталей, на которые по технологическим причинам невозможно нанесение лакокрасочных и гальванических покрытий или покрытия не обеспечивают на среднелегированной С. надёжной защиты от коррозионного воздействия атмосферы. Высокое сопротивление коррозии определяется легированием этих С. хромом (10—20%), а также молибденом, ниобием, титаном. Для получения необходимой структуры и заданного уровня прочности С. дополнительно легируют никелем, марганцем, углеродом, азотом. Класс С. определяется структурой, получаемой после закалки, и зависит от соотношения легирующих элементов.

Высоколегированные С. аустенитного класса типа 12Х18Н10Т содержат значительное количество хрома (18%) и никеля (10%) и после закалки имеют аустенитную структуру. Из таких С. изготавливают детали, при производстве которых требуется высокая технологическая пластичность (стрингеры, патрубки и т. д.). Аустенитные С. характеризуются небольшой прочностью (500—800 МПа) и невысокой работоспособностью при жёстких условиях коррозионного воздействия атмосферы и морской среды.

С. переходного аустенитно-мартенситного класса (07Х16Н6, 13Х15Н4АМЗ и др.) легированы по

сравнению с аустенитными С. меньшим количеством никеля (4—7%) и хрома (15—17%). После закалки эти С. имеют преимущественно аустенитную структуру и в таком состоянии характеризуются высокой технологической пластичностью. Упрочнение деталей (до 1200—1700 МПа) достигается после закалки обработкой холодом, при которой происходит переход аустенита низкой прочности в высокопрочный мартенсит. После обработки холодом сохраняется 15—30% остаточного аустенита, что обеспечивает высокую вязкость С. Окончательная термообработка С. этого класса — отпуск при температурах 200—450<sup>°</sup>С. Из С. переходного класса изготавливают ответственные силовые детали больших сечений, листовые детали сложной формы и т. д.

Слабостареющие С. мартенситного класса (08X15H5Д2Т, 06X14H6Д2МБТ) применяются для изготовления сложных сварных конструкций (лонжероны, рамы) и элементов обшивки, работающих во всех климатических условиях. Эти С. после закалки имеют мартенситную структуру с некоторым количеством остаточного аустенита. С. подвергаются старению при температурах 410—525<sup>°</sup>С и имеют прочность примерно 1300 МПа, обеспечиваемую легированием углеродом (0,07%) и медью (2%), которая вызывает дисперсионное упрочнение (см. *Дисперсионноупрочнённые материалы*). Низкоуглеродистые С. хорошо свариваются и не требуют после сварки термической обработки.

С. для деталей двигателя работают при повышенных температурах, сохраняя в этих условиях высокую прочность и хорошее сопротивление окислению поверхности. Жаропрочные С. мартенситного класса (типа 1X12H2BMФ) легированы такими элементами, как хром, никель, углерод, азот, вольфрам, молибден, ниобий, ванадий, обеспечивающими окалиностойкость, мартенситное состояние матрицы и её карбонитридное упрочнение. Эти С. после закалки подвергают отпуску при 350—720<sup>°</sup>С; работоспособны до температур 550—650<sup>°</sup>С. Для работы при 650—800<sup>°</sup>С применяют высоколегированные аустенитные С. типа X12H20T3MP, упрочняющиеся при старении.

Все перечисленные С. используются в авиастроении в деформированном виде. Кроме того, для изготовления различных деталей планёра, двигателя и агрегатов разработаны специальные литейные С. — среднелегированные (типа 35ХГСЛ) и нержавеющей (типа 07X14H5Д2МБЛ); эти С. термообрабатываются на уровень прочности 1000—1200 МПа. Применение литейных С. в авиастроении позволяет снизить трудоёмкость механической обработки и сократить расход металла.

Лит.: Потак Я. М., Высокопрочные стали. М., 1972.

А. Ф. Петраков, Г. С. Кривоногов.

**«Сталь»** — название ряда самолётов 30-х гг., в силовой конструкции которых использовалась *сталь*. Самолёты этой марки создавались под руководством А. И. Путилова («С.-2, -3, -11») и Р. Л. Бартини («С.-6, -7, -8 >»). Самолёты «С.-2» (рис. в табл. XII) с четырёхместной пассажирской кабиной и «С.-3» (на 6 пассажирских мест) были приняты в эксплуатацию. Оригинальный экспериментальный самолёт «С.-6» (рис. в табл. XII) с испарительным охлаждением двигателя (при использовании крыла с двойной обшивкой в качестве конденсатора пара) и одноколёсным убирающимся шасси по максимальной скорости (420 км/ч) значительно превосходил другие отечественные самолёты того периода (1933), а самолёт «С.-7» послужил прототипом дальнего бомбардировщика *Ер-2*.

**стандартная атмосфера** — см. в статье *Международная стандартная атмосфера*.

**Стантона число**, **Стэнтон число** [по имени английского учёного Т. Стантона (Th. Stanton)], — безразмерный параметр  $St$ , равный отношению местного теплового потока  $q_{\omega}$  к произведению характерных плотности  $\{\rho\}^*$ , скорости  $V^*$  газа и разности характерных энтальпий  $i_r - i_{\omega}$  ( $i_r$  — адиабатическая энтальпия газа,  $i_{\omega}$  — энтальпия газа на обтекаемой поверхности):

{{формула}}

Характеризует интенсивность теплообмена газа с поверхностью обтекаемого тела. В рамках теории *пограничного слоя* в качестве характерных величин  $\{\rho\}^*$ ,  $V^*$  обычно используются их значения  $\{\rho\}_e$ ,  $V_e$  на внешней границе слоя. **С. ч.** зависит от формы тела и других определяющих параметров задачи и находится либо в результате интегрирования уравнений пограничного слоя, либо экспериментально. В частности, для плоской пластины, обтекаемой под нулевым углом атаки потоком с дозвуковой скоростью при ламинарном течении в пограничном слое, **С. ч.** выражается формулой  $St = 0,332 \cdot Re^{-1/2} Pr^{-2/3}$ , где  $Re$  — Рейнольдса число,  $Pr$  — Прандтля число. Вследствие аналогии между процессами переноса теплоты и количества движения существует простая связь между **С. ч.** и коэффициентом трения  $c_f$ :  $St = 1/2 c_f Pr^{-2/3}$ . В аэродинамических расчётах используется также суммарное **С. ч.**  $St_{\Sigma}$ , равное отношению суммарного теплового потока  $Q_{\omega}$  к поверхности к произведению характерных значений плотности  $\{\rho_{\infty}\}$ , скорости  $V_{\infty}$ , разности энтальпий  $\{\Delta\}_t$  и площади  $S$  (индекс  $\{\infty\}$  обозначает параметры набегающего потока):

{{формула}},

где в качестве  $\{\Delta\}_t$  может быть, например, взята разность между энтальпией торможения набегающего потока и средней энтальпией обтекаемой поверхности.

*В. Я. Боровой.*

**стапель** — см. в статье *Сборочная оснастка*.

**статическая прочность авиационных конструкций** — способность конструкции воспринимать однократно приложенные максимальные внешние силы, не разрушаясь и не получая недопустимых остаточных деформаций. Основные требования к **С. п.** сформулированы в *Нормах прочности* летательных аппаратов. Работы по обеспечению **С. п.** проводятся на всех стадиях создания летательного аппарата и включают проектирование и общий расчёт конструкции планёра; экспериментальную отработку новых конструктивных и технологических решений на моделях и образцах; выбор и обоснование критериев прочности; подетальные расчёты и оценку местной прочности элементов и соединений; анализ и подтверждение **С. п.** натурной конструкции *статическими испытаниями*.

С усложнением авиационных конструкций задачи исследований в области **С. п.** расширились. Появление тонкостенных элементов вызвало необходимость рассмотрения явления потери *устойчивости конструкций*; рост скоростей полёта выдвинул на передний план изучение вопросов жёсткости авиационных конструкций; полёты на сверхзвуковых скоростях потребовали рассмотрения воздействия высоких температур и влияния неравномерного нагревания на прочность, устойчивость и жёсткость конструкции. Возникла необходимость исследования температурных напряжений, коробления, так называемой длительной прочности и ползучести материала. При проектировании силовой конструкции летательного аппарата наряду со **С. п.** должны быть обеспечены требования безопасности по условиям *аэроупругости, эксплуатационной живучести* и сопротивления *усталости*.

Основное требование к авиационным конструкциям — высокая надёжность при минимальной массе — обуславливает специфику исследований по обеспечению **С. п.** летательных аппаратов. Для этого проводятся расчёт и экспериментальная проверка **С. п.** В расчётах используются методы, позволяющие учитывать большое число факторов, влияющих на *напряжённоподобное состояние* (НДС), что обеспечивает высокую точность получаемых результатов.

Расчёт **С. п.** включает следующие этапы: выбор расчётной модели; определение её геометрических и упругих характеристик; приведение действующих внешних нагрузок к расчётной модели; составление и решение уравнений, описывающих расчётную модель; сравнение полученных

расчётных данных с результатами экспериментов; формирование рекомендаций на проектирование летательного аппарата. При расчётах **С. п.** используются основные положения теории упругости и пластичности, теории пластин и оболочек, *строительной механики, механики разрушения.*

Расчёты подразделяются на проектировочные и проверочные. На этапе проектирования, исходя из внешних нагрузок, определённых по Нормам прочности, обосновывается выбор рациональной *конструктивно-силовой схемы*, конструкционного материала, площадей и толщин основных силовых элементов, оценивается масса конструкции. Для проектировочных расчётов используют общие сведения о создаваемой конструкции и параметрические зависимости, полученные на основе статистических данных или из фундаментальных соотношений теории подобия. Проектирование силовой конструкции первоначально производится для ряда определяющих случаев нагружения и ограничений по критическим скоростям. Рационально спроектированная конструкция при минимальной массе удовлетворяет ограничениям по прочности и аэроупругости. Выбор рациональной конструктивно-силовой схемы и распределения силового материала производится на основе математических методов оптимизации.

В проверочном расчёте при известных конструктивно-силовой схеме, а также геометрических и жёсткостных характеристиках выявляется соответствие расчётных напряжений допускаемым. Наибольшие расчётные напряжения должны соответствовать разрушающим нагрузкам, действующим на различные агрегатные зоны конструкции, а также должны быть меньше или равны допускаемым напряжениям. Проверочные расчёты условно разделяются на две группы: определение напряженно-деформированного состояния и нахождение допускаемых напряжений по условиям прочности (с учётом влияния концентраторов напряжений, свойств материала и других факторов), устойчивости, живучести конструкции. Допускаемые напряжения для отдельных агрегатов и элементов могут учитывать требования усталостной прочности.

При определении НДС в качестве расчётных моделей используются тонкостенные стержни, ферменные системы, пластины, оболочки и конечные элементы. **Теория тонкостенных стержней** базируется на допущении о недеформируемости поперечного контура (гипотезе прямых нормалей). В соответствии с этим нагрузки на элементы летательного аппарата приводятся к оси жёсткости в виде изгибающих и крутящих моментов, а также перерезывающих сил. При этом уравнения относительно линейных и угловых перемещений решаются отдельно. При расчёте конструкции, моделируемой тонкостенным стержнем, рассматривается зона свободных деформаций. Рассмотрение стеснённых деформаций сводится к учёту самоуравновешенных напряжений.

Для определения НДС в скошенных системах (например, в стреловидных крыльях), а также в зонах вырезов и других нерегулярностей используются уравнения **теории оболочек** (дискретные, полубезмоментные и др.), на основе которых работа обшивки на сдвиг и работа продольных элементов разделяются или форма деформации элемента заранее предписывается. Этот подход используется для расчёта несущих поверхностей, фюзеляжей, корпусов и т. п. Результаты расчёта дают представление о распределении основных сил, однако переменность и деформируемость контура, местное НДС от резкого изменения площадей силовых элементов и действия сосредоточенных сил здесь учитываются приближённо.

Для расчётов крыльев малого удлинения применяется **метод пластинной аналогии**, на основе которого упругие характеристики крыла представляются эффективными жесткостями эквивалентной пластины. При решении этих задач используется метод Ритца с различными способами задания координатных функций. В ряде проектировочных расчётов, при решении задач оптимизации конструктивно-силовой схемы и аэроупругости летательного аппарата в применяемом усовершенствованном методе пластинной аналогии учитывается влияние деформаций поперечного сдвига в стенках конструкций.

Для расчётов НДС произвольных и нерегулярных конструкций используется **метод конечных элементов**, когда дискретный эквивалент конструкции набирается из конечных элементов с заранее

заданными упругими связями между узловыми нагрузками и перемещениями (записанными в форме матрицы жёсткости и упругости). Элементы соединяются между собой в узлах, к которым прикладывается внешняя нагрузка. Система уравнений равновесия или совместности деформаций может насчитывать несколько тысяч неизвестных. Точность метода зависит от выбранного числа и типов конечных элементов и способов приведения внешних нагрузок. Метод позволяет автоматизировать расчёт (от подготовки исходных данных до визуализации входной информации), делая его комплексным, объединяющим во взаимосвязанную систему расчеты внешних нагрузок, проектировочные и проверочные расчёты, расчёты усталостных характеристик, критических скоростей явлений аэроупругости (флаттер, бафтинг и др.). Расчёты ферменных систем являются частным случаем метода конечных элементов.

При определении несущей способности решаются задачи по нахождению критических напряжений, общей и местной потери устойчивости, разрушающей нагрузки **методом редуцированных коэффициентов**, позволяющим учесть перераспределение усилий после потери устойчивости и пластические деформации некоторых силовых элементов. Определение несущей способности может быть связано с решением задачи об остаточной прочности и живучести конструкции, получившей местные усталостные повреждения в процессе эксплуатации или повреждения, связанные с нарушением технологии, и др. Определение местной прочности сложных узлов (силовых шпангоутов и нервюр, элементов и узлов шасси, различных соединений, нерегулярных зон с концентраторами напряжений) основывается на использовании пространственных конечных элементов для определения НДС. Нагрузки, действующие на узлы, в этом случае определяются из общего расчёта конструкции.

Для конструкций, работающих в условиях повышенных температур, кроме того, проводятся расчёты *температурных полей* и напряжений. Специальные методики расчётов созданы для конструкций из композиционных материалов.

Для оценки прочности необходимо также знать критерии разрушения конструкции. Экспериментальные и теоретические исследования критериев разрушения являются обязательными в комплексе работ по обеспечению **С. п.** авиационных конструкций. Сложность силовых схем и конфигураций деталей, большое разнообразие и сложность режимов их нагружения и условий эксплуатации не позволяют получить достоверные результаты при использовании только теоретических методов решения задач. Поэтому исследования по обеспечению **С. п.** авиационных конструкций требуют большого объёма экспериментальных работ, которые проводятся на стадии проектирования и постройки летательного аппарата, при оценке его эксплуатационных характеристик и лётной годности. Завершающий этап в исследованиях **С. п.** — анализ достаточности прочности натуральных конструкций и подтверждение её статическими испытаниями. Характеристикой, определяющей **С. п.** авиационные конструкции, служит *запас прочности*. Сводка запасов прочности для основных агрегатов и силовых элементов конструкций летательного аппарата, содержащая значения большие или равные единице по отношению к *расчётным нагрузкам*, является подтверждением **С. п.** Для частей летательного аппарата, подверженных значительным температурным воздействиям, запас прочности определяется с учётом этих воздействий. При анализе **С. п.** сравниваются данные расчётов, полученных на различных физических моделях и при различных расчётных схемах при методе конечных элементов, и данные статических испытаний. При этом оценивается точность результатов, выявляются закономерности связей между физическими и конструктивными параметрами конструкций, элементов и т. д., прогнозируется несущая способность при повреждениях конструкции и для неисследованных экспериментально случаев нагружения. Специальные расчёты проводятся для обоснования вариантов доработок конструкции, определения допустимых режимов эксплуатации при недостаточной прочности отдельных элементов. Физические модели для расчётов конструкций на прочность в несколько упрощённом виде используются для определения прогибов, эффективных жёсткостей конструкции и решения задач аэроупругости.

Лит. см. при статье *Прочность*.

В. Ф. Кутьинов, В. М. Фролов.

**статическая устойчивость** — характеристика *устойчивости* летательного аппарата, определяющая его тенденцию к возвращению без вмешательства лётчика в исходное положение равновесия под действием аэродинамического момента (см. *Аэродинамические силы и моменты*), вызываемого отклонением летательного аппарата под действием какой-либо возмущения от положения равновесия после прекращения действия возмущения. Различают продольную, путевую (флюгерную) и поперечную *С. у.*, которые могут обеспечиваться как средствами аэродинамической компоновки (то есть соответствующим выбором *центровки* летательного аппарата, площадей оперения, крыла и т. д.; см. *Аэродинамическая схема, Аэродинамическое демпфирование*), так и средствами автоматики и характеризуются *степенью устойчивости*.

**Продольная С. у.** создаётся за счёт приращения продольного аэродинамического момента  $M_z$ , которое возникает при изменении угла атаки или скорости (*Маха числа* полёта  $M\{\{\infty\}\}$ ), если оно содействует возвращению в исходный режим *балансировки* летательного аппарата. Момент  $M_z$  является функцией ряда переменных: угла атаки и угла *скольжения*,  $M\{\{\infty\}\}$ , угловой скорости *тангажа* и т. д. На продольный момент летательного аппарата оказывают влияние также его *центровка*, режим работы и расположение двигателей, упругие деформации конструкции, изменение *конфигурации* летательного аппарата. Наиболее существенно продольная *С. у.* изменяется при переходе летательного аппарата через скорость звука из-за смещения его *фокуса аэродинамического* назад, а также на больших углах атаки. Во многих задачах в соответствии с представлением *продольного движения* в виде двух составляющих — быстрой, связанной с изменением перегрузки, и медленной, связанной с изменением скорости, — рассматриваются соответственно два вида *С. у.*: *устойчивость по перегрузке и устойчивость по скорости*. В первом случае летательный аппарат без вмешательства лётчика стремится сохранить нормальную *перегрузку* исходного режима при постоянной скорости, а во втором — сохранить скорость при постоянной нормальной перегрузке. Устойчивость летательного аппарата по перегрузке и скорости определяется в условиях полёта с освобождёнными и фиксированными органами управления. Устойчивость летательного аппарата с освобождённым управлением без принятия специальных мер оказывается, как правило, меньше, чем с фиксированным.

**Путевая С. у.** обеспечивается изменением путевого аэродинамического момента  $M_y$ , обусловленным появлением угла скольжения и стремящимся устранить это скольжение. Путевая *С. у.* определяется главным образом формой поперечного сечения, площадью боковой поверхности и длиной фюзеляжа летательного аппарата, расположением гондол двигателей, площадью и плечом вертикального оперения относительно центра масс летательного аппарата.

**Поперечная С. у.** создаётся приращением поперечного аэродинамического момента  $M_x$ , обусловленным появлением скольжения и действующим в сторону, противоположную скольжению. Момент  $M_x$  зависит от геометрических форм крыла, его стреловидности, *сужения крыла*, угла *поперечного V крыла* и т. д. Поперечная устойчивость возрастает с увеличением угла *стреловидности* крыла. Одновременное проявление путевой и поперечной устойчивости характеризует устойчивость *бокового движения* летательного аппарата. Существует тесная зависимость движений *крена* и *рыскания*, которые связаны между собой через угол скольжения, и для обеспечения потребных характеристик *боковой устойчивости* должно выполняться определенное соотношение между путевой и поперечной *С. у.*, зависящее от угла атаки, углов и скоростей крена и скольжения и других величин. Наиболее значительно поперечная и путевая *С. у.* изменяются на сверхзвуковых скоростях полёта и больших углах атаки. При больших сверхзвуковых скоростях для летательного аппарата обычно характерна путевая неустойчивость.

Лит.: Остославский И. В., Аэродинамика самолета, М., 1957.

Ю. В. Дубов.

**статические испытания** — экспериментальный метод исследования *напряжённо-деформированного состояния* и *статической прочности* конструкции летательного аппарата. **С. и.** проводятся для оценки фактической прочности летательного аппарата путём испытания конструкции до разрушения. Необходимость **С. и.** определяется тем обстоятельством, что методы проектирования и расчётов летательных аппаратов на прочность используют, как правило, некоторые идеализированные расчётные схемы, отличающиеся от реальной конструкции. При **С. и.** воспроизводятся значения и распределение расчётных нагрузок, действующих на летательный аппарат в различных случаях нагружения, — при манёврах, при посадке и т. п. (см. также статью *Нормы прочности*); прочностные характеристики исследуются методами *тензометрии*, измерениями перемещения ряда точек конструкции и др.

Разработка основной методики **С. и.** и создание экспериментальной базы для их обеспечения в СССР были начаты в 20-х гг. Н. И. Мариным, Г. А. Софроновым, И. И. Сидориным. Впервые **С. и.** целого самолёта в СССР были проведены в 1937. Для **С. и.** натуральных самолётов были созданы испытательные залы, оборудованные так называемым силовым полом, потолком и колоннами, где проводились нагружения конструкции летательных аппаратов системой сосредоточенных сил. Для воспроизведения распределённых аэродинамических и инерционных нагрузок в 40-х гг. М. П. Наумов предложил нагружать конструкцию с помощью наклеенных на её поверхность парусиновых лямок. В 50-х гг. разработан способ нагружения конструкции с помощью силовых гидравлических цилиндров (см. рис.). На испытываемую конструкцию нагрузка прикладывается ступенчато — по 5—10% от расчётной нагрузки. Наличие большого числа (120—150) независимых каналов нагружения (нагружающих систем) в случае применения автоматизированных систем нагружения позволяет повысить точность нагружения и производить комплексную проверку конструкции при различных комбинациях нагрузок одной и той же системой нагружения. В соответствии с требованиями Норм прочности летательных аппаратов проводится нагружение конструкции нагрузкой до  $2/3$  расчётной. При этом производится тензометрия и измерение общих деформаций. После снятия нагрузки производится осмотр конструкции для обнаружения остаточных деформаций и местных разрушений и анализ напряжённо-деформированного состояния конструкции. Если остаточных деформаций и местных разрушений не обнаружено, а напряжение и деформация не превышают расчётные значения, проводятся испытания летательного аппарата нагрузкой, заданной в программе (составляет 80—90% расчётной). После завершения **С. и.** на все заданные программой расчётные случаи для определения несущей способности и критериев разрушения проводятся испытания на отдельные расчётные случаи до разрушения конструкции.

*Лит.:* Статические испытания на прочность сверхзвуковых самолётов, М., 1974; Долидзе Д. Е., Испытание конструкций и сооружений, М., 1975.

В. Ф. Махов.

### Зал статических испытаний ЦАГИ.

**статический потолок** летательного аппарата. Для самолёта **С. п.** — наибольшая высота, на которой при максимальной тяге (мощности) силовой установки и при данной массе самолёта возможен установившийся полёт (горизонтальный полёт с постоянной скоростью). **С. п.** является точкой максимума границы области установившихся режимов полёта (см. рис.). Для дозвукового самолёта эта граница имеет один максимум (кривая 1). Граница области для сверхзвукового самолёта может иметь один или два максимума (кривые 2, 3), соответствующие до- и сверхзвуковой **С. п.**, между которыми граница опускается в области *Маха чисел* полёта  $M_{\infty} = 1,1—1,3$ . С увеличением максимальной скорости самолёта сверхзвуковой **С. п.** становится больше дозвукового (кривая 3) Другое название **С. п.** — **теоретический потолок**.

**С. п.** вертолёта — то же, что *потолок висения*.

См. также статью *Потолок летательного аппарата*.

Границы области установившихся полётов дозвукового (кривая 1) и сверхзвуковых (кривые 2, 3) самолётов:  $H$  — высота полёта;  $V$  — скорость полёта;  $V_{\min}$  — граница, обусловленная минимальной скоростью полёта;  $q_{\max}$  — граница, обусловленная максимально допустимым (по условиям прочности конструкции) значением скоростного напора;  $H_{\text{ст}}$  (точки) — статический потолок.

**статический преобразователь** рода тока — полупроводниковое бортовое устройство, применяемое для преобразования пост, тока напряжением 27 В в переменный ток стабильной частоты. Может быть однофазным или трёхфазным. Выходная мощность от 25 до 1600 В·А. **С. п.** используется для аварийного электропитания потребителей переменного тока при отказе основных источников электроэнергии и переходе на электроснабжение от аккумуляторных батарей. Иногда **С. п.** применяют для питания оборудования, рассчитанного на переменный ток частоты, отличной от стандартной.

**стационарное течение**, **установившееся течение**, — течение, в каждой точке которого (в данной системе координат) газодинамические переменные не изменяются во времени. В **С. т.** движение частиц газа (жидкости) происходит вдоль *линий тока*. Общие свойства **С. т.** достаточно подробно изучены и разработаны методы интегрирования описывающих их уравнений, что позволяет проводить аэродинамический расчёт летательного аппарата на основных режимах полёта. Эти результаты распространяются на так называемые квазистационарные течения, в которых нестационарные эффекты незначительны и которые соответствуют движению газа при малых *Струхала числах* (взлет, посадка и другие переходные режимы движения летательного аппарата).

**«Стеглау»** — обозначение самолетов, которые в 1911—1914 строил в своих мастерских и испытывал в полёте И. И. Стеглау, выходец из Прибалтики, владелец санитарно-технической конторы в Петербурге. Его двухместный биплан «С.» №2 (рис. в табл. V) с двигателем «Аргус» мощностью 73,5 кВт участвовал в конкурсе военных отечественных аэропланов в 1912 и привлёк внимание рядом новых технических решений (фанерная работающая обшивка крыла, сварные Х-образные стойки коробки крыльев и др.).

**стекло** в авиационном. Самолеты и вертолёты остекляют однослойными или многослойными материалами на основе органических и силикатных **С.** В качестве однослойного (листового) материала для остекления летательных аппаратов применяется только органическое **С.** Изделия из него получают вакуумформованием, пневмоформованием и штамповкой в интервале температур между температурами стеклования и термостабильности. Используется также метод холодного формования при температуре ниже температуры стеклования. Листовое органическое **С.** можно подвергать всем видам механической обработки с помощью инструмента. Для крепления листового органического **С.** на летательном аппарате применяются 2 способа: жёсткое (болтовое) и мягкое (безболтовое), посредством так называемой крепежной ленты.

**Многослойные материалы** изготовляют путём склеивания между собой пластин из силикатного или (и) органического **С.**, материалы, представляющие собой комбинацию этих **С.**, называются органосиликатными или гетерогенными. Различают триплекс (в материале 3 слоя), пентоплекс (5 слоев) и полиплекс (более 5 слоев). Многослойные **С.** делят также на силовые (толщина 10—100 мм), рассчитанные на эксплуатацию в условиях ударных и других нагрузок, и несиловые (толщина 3—6 мм). Стекланные пластины склеивают при помощи полимерных плёнок, располагаемых между ними, или путём заливки между пластинами смесей мономеров, содержащих инициатор, с последующей их полимеризацией или поликонденсацией.

При изготовлении светофильтрующих и других специальных многослойных **С.** используют цветные или металлизированные стекланные пластины. Многослойные **С.** часто снабжают встроенными электронагревателями проволочного или плёночного типа.

При изготовлении гетерогенного многослойного **С.** силикатные пластины обычно склеивают поливинилбутиралью плёнкой, а полученный многослойный силикатный элемент соединяют с

пластиной из органическим С. методом заливки. Многослойные силикатные и органосиликатные С. не разлетаются на осколки при ударе. Силикатные стеклянные пластины, входящие в состав многослойного С., часто подвергают упрочнению закалкой и травлением. Разрушение закалённого силикатного С. приводит к почти полной потере прозрачности, так как С. покрывается сетью мелких трещин. Многослойные С. обладают способностью выдерживать удар птицы при её столкновении с летательным аппаратом и пулестойкостью. Металлизированные многослойные С. могут служить защитными экранами от различных видов излучений (радиоволн, УФ или ИК излучения и т. д.). Органический триплекс с проволочным электрообогревателем широко используется в качестве смотрового С. гермошлемов лётчиков. Силикатные и гетерогенные полиплексы применяют для остекления военных самолётов и вертолётов.

*Б. В. Перов, М. М. Гудимов.*

**«стелс» техника** (английское Stealth technology, от stealth — скрытность) — термин, используемый с середины 70-х гг. для обозначения средств и методов уменьшения радиолокационной (РЛ), ИК, оптической и акустической заметности военной техники. Применение «С.» т. предусматривается практически во всех крупных американских и западноевропейских программах создания новых военных самолётов. В начальный период развития авиации предпринимались попытки уменьшить визуальную заметность летательных аппаратов применением прозрачных обшивок, но камуфляжная окраска оказалась более приемлемой. В 60-х гг. в США были разработаны лёгкие малозумные самолёты воздушного наблюдения. Однако основным современным средством дальнего обнаружения летательных аппаратов в системах ПВО являются радиолокационные станции, и наибольшее внимание уделяется уменьшению радиолокационной заметности летательных аппаратов. Впервые средства уменьшения радиолокационной заметности были использованы фирмой «Локхид» в конце 50-х гг. при проектировании самолёта А-12 и на его основе разведчика SR-71. Широкомасштабное применение «С.» т. было предпринято фирмами «Локхид» и «Нортроп» в конце 70-х—80-х гг. и определило облик разработанных ими ударного самолёта F-117А (см. рис.) и стратегического бомбардировщика В-2 (см. рис. при статье «Нортроп»).

Известны три пути снижения радиолокационной заметности: применение малоотражающих форм, *радиопоглощающих материалов* (РПМ) и усовершенствованного бортового радиоэлектронного оборудования. К малоотражающим относятся компоновки летательного аппарата с плавным сопряжением элементов конструкции (в частности схема «летающее крыло»), с определённой ориентацией плоских поверхностей (например, «фасеточная» поверхность) и кромок для уменьшения числа максимумов *эффективной поверхности рассеяния* (ЭПР) и их вывода из сектора наиболее вероятного облучения, с заделанными щелями на внешней поверхности, с внутренним размещением двигателей, с тоннельными или утопленными воздухозаборниками или воздухозаборниками с экранами и изогнутыми каналами для предотвращения радиолокационного облучения компрессора двигателя, с внутренним или конформным размещением подвесного вооружения. Существует большое многообразие РПМ, обеспечивающих поглощение, рассеяние и интерференцию энергии электромагнитных волн. На летательных аппаратах возможно применение ферромагнитных, резонансных, широкополосных и интерференционных (электрический экран) радиопоглощающих покрытий. Используются конструкционные РПМ и радиопоглощающие конструкции.

Сложную проблему представляет задача подавления излучений бортовых радиоэлектронных систем вследствие того, что любое радиоэлектронное устройство является источником излучения и любая антенна переизлучает часть падающей на неё энергии. Решение заключается в максимальном использовании пассивных оптикоэлектронных обзорно-прицельных систем и неизлучающих навигационных систем (например, астроинерциальных систем), радиолокационных станций с малой вероятностью перехвата сигналов (с пониженной мощностью и временем излучения, изменяемой рабочей частотой, малым уровнем боковых лепестков диаграммы направленности антенны и т. д.), в уменьшении числа бортовых антенн, улучшении обработки

данных, автоматизации обнаружения и классификации угрожающих объектов противника, усовершенствовании средств РЭБ.

ИК диапазон является единственным (помимо радиолокационного), в котором в современных условиях возможно надёжное обнаружение целей за пределами визуальной видимости, и снижение ИК заметности представляет собой второе по важности направление «С.» т. Различают по меньшей мере три источника теплового излучения летательного аппарата: элементы двигателя, выхлопные газы двигателя и подвергшийся аэродинамическому нагреванию планёр. ИК заметность снижается экранированием горячих компонентов двигателя (например, применением плоского сопла, уменьшающего сектор обзора внутреннего канала двигателя с задней полусферы), охлаждением и изменением направления выхода газов двигателя, применением присадок к топливу для уменьшения интенсивности ИК излучения или изменения его спектра. Для предотвращения аэродинамического нагревания желателен полёт летательного аппарата с дозвуковой скоростью. Рекомендуется установка систем кондиционирования с замкнутым циклом для предотвращения выделения тепла наружу.

Считается, что «С.» т. является наиболее революционным усовершенствованием в области военной авиации после появления реактивных двигателей и стреловидного крыла. Однако следует иметь в виду, что дальность радиолокационного обнаружения цели пропорциональна корню четвёртой степени из величины ЭПР цели, и даже большое снижение ЭПР даёт сравнительно малое уменьшение дальности обнаружения. Кроме того, использование малоотражающих форм часто требует компромиссов в области аэродинамики летательных аппаратов. Общий недостаток РПМ — относительно невысокая диапазонность, что обуславливает необходимость многослойных покрытий и приводит к увеличению массы летательного аппарата. Исследуются различные системы обнаружения малозаметных летательных аппаратов, в том числе нерадиолокационные (акустические, основанные на регистрации космических лучей и магнитного поля и т. д.). Но основным средством дальнего обнаружения в будущем останутся, как полагают, радиолокационные станции. Изучаются радиолокационные станции следующих типов: сверхширокополосные, метрового, дециметрового и миллиметрового диапазона и загоризонтные, многопозиционные, космического и аэростатного базирования и т. д.

*Лит.:* Палий А. И., Радиоэлектронная борьба, 2 изд., М., 1989.

*М. А. Левин.*

### Ударный самолёт F-117A.

**стенд пилотажный** — см. *Пилотажный стенд*.

**стендовые испытания** — комплекс наземных экспериментов, которым подвергаются двигатели, бортовые системы и оборудование и летательный аппарат в целом в ходе подготовки его к *лётным испытаниям*; вид *наземных испытаний*. В зависимости от характера решаемых задач **С. и.** проводятся в лабораториях, ангарах, боксах, на специально оборудованных площадках или непосредственно на месте стоянки летательного аппарата на аэродроме.

Обычно **С. и.** (автономно или в составе летательного аппарата) подвергаются элементы конструкции летательного аппарата, силовая установка и её системы (топливная, масляная, нейтрального газа, пожаротушения, заправки топливом в полёте и другие), все штатные бортовые системы летательного аппарата (система управления летательного аппарата, взлётно-посадочные устройства, электрические, гидравлические и пневматические системы и т. д.), штатное оборудование летательного аппарата (в том числе радиосвязное, пилотажно-навигационное и светотехническое), а также все устанавливаемые на летательного аппарата специальные системы и оборудование.

Основные задачи **С. и.** летательного аппарата: контрольная проверка работоспособности и надёжности функционирования систем летательного аппарата, его силовой установки и

оборудования; контрольная проверка характеристик силовой установки по статической тяге и расходу топлива и калибровка топливомеров; контрольная проверка характеристик всех функций, систем летательного аппарата, в том числе и характеристик системы управления (динамических характеристик, характеристик загрузочных и триммирующих устройств, трения в проводке управления и т. д.). Выполняются также проверка систем на отказобезопасность (в том числе систем улучшения устойчивости и управляемости летательного аппарата, систем автоматического и совмещённого управления, взлётно-посадочных устройств, систем управления механизацией крыла и воздушными тормозами); контрольная проверка и калибровка штатного и специального бортового оборудования, контрольно-измерительной аппаратуры и некоторых видов экспериментального оборудования. Проводится уточнение весовых характеристик летательного аппарата (взлётной и посадочной масс, положений центра масс при различных вариантах загрузки летательного аппарата и при различных запасах топлива в баках, значений моментов инерции летательного аппарата).

По результатам С. и. летательного аппарата оценивается готовность его к полигонным испытаниям (рулёжкам, пробежкам, подлётам) и к *вылету первому*.

*Лит.:* Пашковский И. М., Леонов В. А., Поплавский Б. К., Летные испытания самолетов и обработка результатов испытаний, М., 1985.

*И. М. Пашковский.*

**стенды для испытаний двигателей** — комплексные технические устройства для испытаний полноразмерных двигателей в условиях моделирования заданных скоростей и высот полёта. С. д. и. д. имеют приспособления для закрепления двигателя в заданном положении на раме или динамометрической платформе, которые располагаются в боксе или, в *термобарокамере*, где имитируются условия проведения испытаний.

В комплект стенда входят следующие системы: подачи воздуха из атмосферы или от компрессорных машин (или подачи окислителя от стендовых или транспортных ёмкостей); подачи топлива или специальных горючих компонентов; подачи масла, воды, гидравлических смесей; отвода отработавших газов непосредственно в атмосферу через выпускные каналы с отбойной стенкой, через холодильник газа и шумоглушитель или в эксгаустерные машины, отсасывающие газы и повышающие их давление до атмосферного. Мощность, развиваемая поршневым двигателем, турбовинтовым двигателем, вертолётным газотурбинным двигателем, измеряется на стенде гидротормозом, тяга воздушно-реактивного двигателя, реактивного двигателя — тягоизмерительными системами. Управление технологическим процессом испытания двигателя производится из кабины управления. Для определения основных параметров и характеристик двигателей стенды оснащаются системами для статических измерений температуры, давления, скорости, расхода жидкости и газа, крутящего момента, частоты вращения, механических колебаний.

Наибольшее распространение получили открытые стенды, на которых производится имитация окружающих условий, близких к атмосферным. Испытательные стенды (рис. 1) изолированы от других помещений и имеют всасывающую часть с шумоглушителем 1, рабочую часть 2, в которой устанавливаются двигатель и испытательное оборудование, выпускную часть 3 с шумоглушителем. Двигатель 1 (рис. 2) устанавливается на стойки и закрепляется в силовых узлах корпусов. Стойки жёстко связаны с динамометрической платформой 2, которая выполняется в виде сварной рамы и опирается или подвешивается на пластины (шарниры) 3. Другие концы пластин крепятся к раме 5 или к подвижным термокомпенсационным опорам. Упругие пластины воспринимают вес платформы, двигателя, вспомогательных устройств и выдерживают боковые усилия. Силоизмерительное устройство 4 уравнивает и измеряет тягу и состоит из рычажного редуктора, весовой головки, датчика усилий (вибросредоточного, тензорезисторного или гидравлического), показывающего устройства.

На рис. 3 приведена схема стенда с гидротормозом. Двигатель 2 с подmotorными стойками укрепляется на станине 6, и его свободная турбина 3 или вал соединяется с гидротормозом 5 (у турбовинтового двигателя при гидротормозных испытаниях гидротормоз соединяется непосредственно с компрессором). Валы устанавливаются соосно с высокой точностью и соединяются при помощи муфты 4. Воздух к двигателю поступает через лемнискатный насадок 1.

Тип **С. д. и. д.** определяется в зависимости от метода моделирования скорости и высоты полёта. Так, кроме рассмотренных испытательных стендов используются стенды с камерой разрежения, на которых обеспечиваются испытания двигателей при давлениях на срезе реактивного сопла ниже атмосферного; стенды с наддувом и подогревом воздуха, где двигатели испытываются при заданных температуре и давлении воздуха; высотно-скоростные стенды с присоединённым воздухопроводом или с аэродинамическим соплом, на которых испытываются двигатели с охлаждением или подогревом воздуха до заданной температуры, при различном давлении воздуха на входе, а также при различных давлениях газа на срезе реактивного сопла, в том числе и на неустановившихся режимах работы, и с изменением углов атаки. Для таких стендов необходимы уникальные системы охлаждения и подогрева воздуха, компрессорные станции и эксгаустерные машины, запорные и регулирующие органы, разнообразные электрическое оборудование и гидравлические устройства, объединённые в комплекс высотной станции.

*Ю. З. Шатин.*

**Рис. 1. Открытый стенд.**

**Рис. 2. Рабочая часть стенда с двигателем.**

**Рис. 3. Схема стенда с гидротормозом.**

**Степаненко** Иван Никифорович (р. 1920) — советский лётчик, генерал-майор авиации (1958), заслуженный военный лётчик СССР (1966), дважды Герой Советского Союза (1944, 1945). В Советской Армии с 1940. Окончил Качинскую военную авиационную школу имени А. Ф. Мясникова (1941), Военную академию имени М. В. Фрунзе (1949), Высшую Военную академию (1957; позже Военная академия Генштаба Вооружённых Сил СССР). Участник Великой Отечественной войны. В ходе войны был лётчиком-истребителем, командиром звена, командиром эскадрильи истребит, авиаполка. Совершил 414 боевых вылетов, сбил лично 33 и в составе группы 8 самолётов противника. После войны на командных должностях в ВВС. Награждён орденом Ленина, 3 орденами Красного Знамени, орденом Александра Невского, 2 орденами Отечественной войны 1-й степени, орденом Отечественной войны 2-й степени, 5 орденами Красной Звезды, орденом «За службу Родине в Вооружённых Силах СССР» 3-й степени, медалями. Бронзовый бюст в с. Нехайки Черкасской области.

*Лит.:* **Куц С.**, Бесстрашный витязь, в кн.: Отчизны звезды золотые, Львов, 1977; **Василенко Б. М.**, Соколиный взлет, в его кн.: Соколиный взлет, 2 изд., Киев, 1982.

**И. Н. Степаненко.**

**Степанищев** Михаил Тихонович (1917—1946) — советский лётчик, майор, дважды Герой Советского Союза (1944, 1945). В Советской Армии с 1937. Окончил Ворошиловградскую военную авиационную школу (1938). Участник Великой Отечественной войны. В ходе войны был лётчиком-штурмовиком, командиром звена, командиром эскадрильи, штурманом и заместителем командира штурмового авиаполка. Совершил 234 боевых вылета. После войны продолжал службу в армии. Награждён орденом Ленина, 4 орденами Красного Знамени, орденами Богдана Хмельницкого 3-й степени, Александра Невского, Отечественной войны 1-й степени, медалями. Бронзовый бюст в с. Хмелинец Липецкой области.

*Лит.:* **Смолянинов Н.**, Ровесник Октября, в кн.: Дорогой славы и бессмертия, Воронеж, 1966; **Дриго С. В.**, М. Т. Степанищев, в кн.: За подвигом — подвиг, Калининград, 1977.

## М. Т. Степанищев.

**Степанченко** Василий Андреевич (1901—1943) — советский лётчик-испытатель, полковник. Окончил Егорьевскую военно-теоретическую школу лётчиков (1924), Борисоглебскую школу военных лётчиков (1925), Серпуховскую высшую авиационную школу стрельбы, бомбометания и воздушного боя (1926). С 1926 лётчик-инструктор, командир звена Качинской школы военных лётчиков. С 1930 командир звена Луганской школы военных лётчиков. С 1931 на испытательной работе. Построил и облетал авиетку С-1 (1928). Положил начало внедрению высшего пилотажа в практику планёрных полётов; на седьмом Всесоюзном слете (1930) на планёре «Красная звезда» конструкции С. П. Королёва впервые на безмоторном летательном аппарате выполнил петлю Нестерова. Проводил заводские и государственные испытания истребителей конструкции А. Н. Туполева, Н. Н. Поликарпова. Участвовал в испытании «Звена» Вахмистрова. Погиб в испытательном полёте. Награждён орденами Красного Знамени, Отечественной войны 2-й степени, 2 орденами Красной Звезды, медалями.

Лит.: Стефановский П. М., 300 неизвестных, 2 изд., М., 1973.

## В. А. Степанченко.

**Степанян** Нельсон Георгиевич (1913—1944) — советский лётчик, подполковник, дважды Герой Советского Союза (1942, 1945, посмертно). Окончил авиационную школу Гражданского воздушного флота (1935). Участник Великой Отечественной войны. В ходе войны — в авиации ВМФ; был лётчиком-штурмовиком, командиром звена, командиром эскадрильи, командиром штурмового авиаполка, который совершил около 1500 боевых вылетов, потопил свыше 50 кораблей и судов противника. С. лично совершил 239 боевых вылетов. Погиб в воздушном бою. Награждён 2 орденами Ленина, 3 орденами Красного Знамени, медалями. Бронзовый бюст в Ереване.

Лит.: Матвеев Н. С., Буревестник, М., 1968, Петросянц Х. С., Н. Г. Степанян, в его кн.. Крылатое племя, Ереван. 1980.

## Н. Г. Степанян.

**степень двухконтурности** — параметр рабочего процесса турбореактивного двухконтурного двигателя (см. *Параметры рабочего процесса двигателя*), равный отношению расхода воздуха в наружном контуре к расходу воздуха во внутреннем контуре. С. д. является одним из основных параметров, определяющих удельный расход топлива в турбореактивном двухконтурном двигателе. Повышение С. д. приводит к снижению удельного расхода топлива, но, как правило, связано с необходимостью повышения температуры газа перед турбиной и сопровождается увеличением габаритов двигателя. Максимальную С. д. (до 8) имеют турбореактивные двухконтурные двигатели для дозвуковых транспортных самолётов. У турбореактивных двухконтурных двигателей сверхзвуковых самолётов С. д. не превышает 2. В перспективных турбореактивных двухконтурных двигателях возможны сверхвысокие значения С. д. (до 15).

**степень повышения давления** — отношение давления  $p_2$  за устройством, предназначенным для сжатия воздуха или любого другого газа, к давлению  $p_1$  перед ним:  $\{\{\pi\}\} = p_2/p_1$ . Если сжатие осуществляется за счёт затраты механической работы (компрессор, вентилятор), то С. п. д., как правило, определяется отношением полных давлений  $\{\{\pi\}\}^* = p_2^*/p_1^*$ . Если повышение давления в потоке происходит за счёт уменьшения скоростного напора в нём (воздухозаборник, трубка Пито и др.), отношение полных давлений  $p_2^*/p_1^*$  характеризует только уровень потерь в процессе и называется *коэффициентом потерь полного давления*  $\{\{\delta\}\}$ . Поэтому для таких процессов С. п. д. называют отношение полного  $p_2^*$  или статического  $p_2$  давления на выходе из устройства к статическому давлению  $p_1$  в потоке перед входом в него:  $\{\{\pi\}\} = p_2^*/p_1$  или  $\{\{\pi\}\}^* = p_2/p_1$ . Значение  $\{\{\pi\}\}^* = p_2^*/p_1^*$  может быть определено по формуле

{{формула}}

где  $k$  — показатель адиабаты,  $M_1$  — Маха число на входе. С. п. д. в компрессорах авиационных газотурбинных двигателей составляет 10—30. В воздухозаборниках  $\{\{\pi\}\}$  может достигать таких же значений при скоростях полёта, в 2,5—3,3 раза превышающих скорость звука.

С. М. Шляхтенко.

**степень устойчивости**, **запас устойчивости**, — количественная характеристика устойчивости летательного аппарата. В зависимости от характера рассматриваемого движения летательного аппарата для определения С. у. используют различные соотношения. **Степень продольной статической устойчивости**  $dm_z/dc_y$  характеризует *статическую устойчивость* летательного аппарата в прямолинейном *продольном движении* при изменениях углах атаки ( $m_z$  — коэффициент продольного момента,  $c_y$  — коэффициент подъёмной силы; см. *Аэродинамические коэффициенты*). В общем случае каждому значению *приборной скорости* и другим характеристикам режима полёта (высоте, *Маха числу*  $M$ ) соответствует своя зависимость  $m_z$  от  $c_y$ . При линейной зависимости от  $c_y$  С. у. равна  $\{\{\text{формула}\}\}$ , где  $\{\{X\}\}_T$  и  $\{\{X\}\}_F$  — координаты центра масс и *фокуса аэродинамического*, выраженные в долях аэродинамической хорды (отсюда иногда говорят «запас по  $\{\{X\}\}_T$ », «запас по  $\{\{X\}\}_F$ »). **Степень продольной статической устойчивости по перегрузке**  $\{\{\sigma\}\}_n$  характеризует продольную статическую устойчивость летательного аппарата в криволинейном продольном движении, когда угол *скольжения* летательного аппарата  $\{\{\beta\}\} = 0$  (например, при выходе из пикирования, на «горке»). При этом  $\{\{\text{формула}\}\}$ ,  $\{\{\text{формула}\}\}$  — коэффициент момента продольного демпфирования,  $\{\{\mu\}\}$  — коэффициент относительной плотности летательного аппарата ( $\{\{\omega\}\}_z = \{\{\omega\}\}_z b_A/V$ ,  $\{\{\mu\}\} = 2m/\{\{\rho\}\}Sb_A$ , где  $\{\{\omega\}\}_z$  — скорость тангажа,  $b_A$  — средняя аэродинамическая хорда крыла,  $V$  — скорость летательного аппарата,  $m$  — его масса,  $\{\{\rho\}\}$  — плотность воздуха,  $S$  — площадь крыла). **Степень продольной статической устойчивости по скорости**  $\{\{\sigma\}\}_V$  характеризует продольную статическую устойчивость при постоянной перегрузке  $n_y = 1$  и  $\{\{\beta\}\} = 0$  и определяется значением полной производной  $dm_z/dc_y$ , при  $n_y = 1$ :  $\{\{\text{формула}\}\}$  или  $\{\{\text{формула}\}\}$ , где  $m_z^V$  и  $m_z^M$  — производные  $m_z$ , соответственно по  $V$  и по числу  $M$ . Со С. у. по перегрузке и скорости непосредственно связаны характеристики *продольной управляемости* летательного аппарата  $P^n$ ,  $X^n$ ,  $P^v$ ,  $X^v$ . **Степень поперечной (поперечной) статической устойчивости**  $m^{\{\{\beta\}\}}_y$  ( $m^{\{\{\beta\}\}}_x$ ) характеризует изменение коэффициента  $m_y$ , момента *рыскания* (коэффициента  $m_x$ , момента *крена*) при изменении угла скольжения (при постоянном значении угла крена) и равна производной  $dm_y/d\{\{\beta\}\}$  ( $dm_x/d\{\{\beta\}\}$ ), обычно берущейся при  $\{\{\beta\}\} = 0$ .

Летательный аппарат статически устойчив в прямолинейном или криволинейном движении по перегрузке, по скорости, в поперечном или поперечном движении, если соответствующие им С. у. отрицательны.

Лит.: Бюшгенс Г. С., Студнев Р. В., Аэродинамика самолета. Динамика продольного и бокового движения. М., 1979.

Ю. Б. Дубов.

**Стефановский** Пётр Михайлович (1903—1976) — советский лётчик-испытатель, генерал-майор авиации (1944), Герой Советского Союза (1948). В Советской Армии с 1925. Окончил Ленинградскую военно-теоретическую школу лётчиков (1927), Качинскую военную авиационную школу лётчиков (1929). Работал в НИИ ВВС (1931—1949). Участник Великой Отечественной войны. В ходе войны был командиром истребительного авиаполка особого назначения, составленного из добровольцев лётчиков-испытателей. Сбил лично 4 самолёта противника. Провёл испытания ряда опытных самолётов, в том числе пикирующего бомбардировщика Пе-2, дальнего высотного бомбардировщика ТБ-7, реактивных истребителей Як-15 и МиГ-19 на пилотаж, первого стратосферного самолёта БОК-1 и других (летал на самолётах свыше 300 типов).

Награждён 3 орденами Ленина, 3 орденами Красного Знамени, 2 орденами Отечественной войны 1-й степени, 3 орденами Красной Звезды, медалями.

Соч.: Триста неизвестных, 2 изд., М., 1973.

**П. М. Стефановский.**

**стехиометрический состав горючей смеси** (от греческого  $\text{stoich}\{\{e\}\}\text{ion}$  — основа, элемент и  $\text{metr}\{\{é\}\}\{\{o\}\}$  — измеряю) — состав смеси, в которой *окислителя* ровно столько, сколько необходимо для полного окисления горючего. Отношение  $L$  теоретически необходимого количества (массы, объёма или молярной массы) окислителя, требующегося для полного окисления горючего, к соответствующему количеству горючего называют **стехиометрическим коэффициентом**. Различают стехиометрические коэффициенты:  $L_0$  — отношение масс окислителя и горючего,  $L_V$  — отношение их объёмов,  $L_M$  — отношение молярных масс. Значения стехиометрических коэффициентов для некоторых горючих (окислитель — воздух) при температуре 25 $\{\{\}^{\circ}\}$ С и давлении 0,1 МПа приведены в таблице. **С. с. г. с.** соответствует значение *коэффициента избытка воздуха*  $\{\{\alpha\}\} = 1$ , и такая смесь называется **стехиометрической**. Смесь с  $\{\{\alpha\}\} < 1$  (избыток горючего) называется богатой, при  $\{\{\alpha\}\} > 1$  (избыток окислителя) — бедной.

Таблица — Стехиометрические коэффициенты некоторых горючих

Горючее	$L_0$	$L_V$	$L_M$
Водород	34,2	2,43	2,4
Метан	17,2	9,66	9,5
Пропан	15,6	24,2	23,8
Бутан	15,4	30,8	31,0
Бензин Б-70	14,9	9430	54,2
Реактивные топлива:			
ТС-1	14,7	9630	72,7
РТ	14,7	9620	74,7
Т-6	14,6	10300	96,2

**Стечкин** Борис Сергеевич (1891—1969) — советский учёный в области гидро- и аэромеханики и теплотехники, академик АН СССР (1953; член-корреспондент 1946), Герой Социалистического Труда (1961). Ученик *Н. Е. Жуковского*. Окончил Орловский кадетский корпус (1908), МВТУ (1918). Вместе с Жуковским принимал участие в создании Центрального аэрогидродинамического института, работал там в 1918—1930. В последний период работал в Центральном институте авиационного моторостроения и других организациях. Дважды подвергался необоснованным репрессиям, в 1930—1933 и 1937—1943 находился в заключении, работая при этом в специальном техническом бюро в системе ОГПУ и НКВД. Был одним из организаторов Военно-воздушной инженерной академии имени профессора Н. Е. Жуковского. С 1921 профессор этой академии, в 1943—1954 начальник кафедры теории лопаточных машин и реактивных двигателей, одновременно заместитель главного конструктора в ОКБ *А. А. Микулина* (до 1955). Преподавал в МВТУ (1918—1927), в МАИ (1933—1937). Заместитель председателя комиссии по газовым турбинам АН СССР (1949—1961, с 1951 — председатель). В 1954—1962 возглавлял лабораторию двигателей (с 1961 — институт) АН СССР. С. — создатель теории теплового расчёта авиационных

двигателей и методики построения их характеристик. В 1929 опубликовал основополагающую работу «Теория воздушно-реактивного двигателя». Ленинская премия (1957), Государственная премия СССР (1946). Награждён 2 орденами Ленина, орденами Трудового Красного Знамени, Красной Звезды, медалями.

Лит.: Чуев Ф. И., Стечкин, М., 1979.

Б. С. Стечкин.

**стойка шасси** — основной силовой элемент *шасси* летательного аппарата, воспринимающий и передающий на конструкцию планёра концентрированные статические и динамические нагрузки, возникающие при взлёте и особенно при посадке летательного аппарата. Основные элементы **С. ш.**: амортизатор шасси (см. *Амортизация шасси*), при балочной схеме тележки шасси он встроен в **С. ш.**, при рычажной — вынесен; *тележка шасси*; складывающийся подкос, воспринимающий нагрузку от лотовых сил (уменьшающийся по длине при убиении **С. ш.**); раскосы — стержни, расположенные по диагонали шарнирного многоугольника, образованного **С. ш.** и подкосом, и обеспечивающие геометрическую неизменяемость этого многоугольника; траверса — элемент крепления стойки к крылу или фюзеляжу (при подкосной **С. ш.** связь с летательным аппаратом осуществляется с помощью подкосов); механизм ориентации **С. ш.**, предназначенный для разворота стойки при её убиении или выпуске; узел у нижнего основания **С. ш.** для крепления оси колёс или тележки к **С. ш.**; замки, обеспечивающие фиксацию **С. ш.** в выпущенном и убранном положениях; цилиндры механизма выпуска и убиения шасси. Консольная конструкция **С. ш.**, отличающаяся большой жёсткостью, исключает необходимость заднего подкоса. При рычажной и полурыважной схемах к **С. ш.** относятся также рычаги, на которых крепятся колёса. Передняя **С. ш.** включает цилиндры демпфера *шимми* летательного аппарата — устройство, защищающее летательный аппарат от вибрации колёс, и рулёжное устройство (с гидроцилиндром), предназначенное для поворота передней **С. ш.** при движении (рулении) летательного аппарата по земле, разбега перед взлётом и пробеге после посадки.

В начальный период развития авиации **С. ш.** при полёте самолёта находились в воздушном потоке и являлись одним из основных источников аэродинамического сопротивления. Для его снижения сначала стали устанавливать обтекатели на колёса и **С. ш.**, а в 30-х гг. при создании скоростных самолётов началось широкое применение убирающегося шасси, хотя это и связано с увеличением массы и усложнением конструкции шасси.

Кинематика убиения **С. ш.** весьма разнообразна. На большинстве отечественных и зарубежных пассажирских самолётов они убираются вдоль по размаху крыла в сторону фюзеляжа; на самолётах семейства *Tu*, как правило, — назад по потоку в специальные обтекатели; при этом тележка шасси поворачивается на  $180^{\circ}$  так, что передние колёса оказываются сзади. Такая компоновка предельно уменьшает размеры обтекателя.

В. М. Шейнин.

**сток гидродинамический** — см. в статье *Источники и стоки*.

**Стокс** (Stokes) Джордж Габриел (1819—1903) — английский физик, член (с 1851) и президент (1885—1990) Лондонского королевского общества, член многих иностранных академий, в том числе Военно-медицинской академии в Петербурге. Окончил Кембриджский университет (1841). Исследовал волновые процессы в различных средах, изучал стационарное движение несжимаемой жидкости с учётом трения и движение твёрдого шара в вязкой жидкости (см. *Навье — Стокса уравнения*, *Стокса формула сопротивления сферы*). Портрет см. на стр. 539.

Соч.: Mathematical and physical papers, v. 1—5. Camb., 1880—1905.

Дж. Г. Стокс.

**Стокса формула сопротивления сферы** — формула, определяющая силу сопротивления  $X$  сферы

диаметра  $d$ , движущейся в покоящейся вязкой *несжимаемой жидкости* с постоянной скоростью  $V_{\infty}$  при малых *Рейнольдса числах*  $Re \ll 1$ :  $X = 3\pi\mu dV_{\infty}$ , или в безразмерном виде (см. *Аэродинамические коэффициенты*):

$\{\{формула\}\}$

где  $\{\{\rho\}\}$  — плотность жидкости,  $\{\{\mu\}\}$  — динамическая вязкость,  $c_x$  — коэффициент сопротивления. В отличие от известного результата для умеренных и больших чисел Рейнольдса, когда сила сопротивления пропорциональна квадрату скорости, в рассматриваемом случае она зависит от неё линейно; при этом треть силы сопротивления обусловлена силами давления, а две трети — силами трения. Эти формулы установлены *Дж. Стоксом* (1851) в результате решения линейных уравнений, которые получаются из *Навье — Стокса уравнений* отбрасыванием в них инерционных членов и называются уравнениями Стокса. Однако уравнения Стокса некорректно описывают течение на больших расстояниях от поверхности сферы, где инерционные силы и силы трения имеют одинаковый порядок. Более корректное во всём *поле течения* решение задачи можно получить на основе линейных *Осеена уравнений*; приближенное решение задачи в этом случае даёт:

$\{\{формула\}\}$

Сравнение результатов расчётов по приведённым формулам с результатами эксперимента (см. рис.) указывает на их применимость при  $Re < 1$ .

**С. ф.** используется при анализе движения мелких сферических частиц в сильно вязких жидкостях, пылевидных частиц и капелек воды в атмосфере и т. п.

*В. А. Башкин.*

**Зависимость  $c_x$  сферы от  $Re$ :** 1 — расчёт по формуле Стокса; 2 — расчёт по формуле, полученной из уравнений Осеена; 3 — результаты эксперимента.

**Столяров** Николай Георгиевич (р. 1922) — советский лётчик, полковник, дважды Герой Советского Союза (1944, 1945). Окончил Свердловскую военную авиационную школу (1941), Полтавскую высшую офицерскую школу штурманов (1946), Военно-воздушную академию (1954; ныне имени Ю. А. Гагарина). Участник Великой Отечественной войны. В ходе войны был лётчиком-штурмовиком, командиром звена, командиром эскадрильи, штурманом штурмового авиаполка. Совершил 185 боевых вылетов, сбил 3 самолёта противника. После войны в ВВС. Награждён орденом Ленина, 2 орденами Красного Знамени, орденом Александра Невского, 2 орденами Отечественной войны 1-й степени, орденом Отечественной войны 2-й степени, медалями. Бронзовый бюст в Казани.

*Лит.:* **Ханин Л.**, Н. Г. Столяров, в его кн.: Герои Советского Союза — сыны Татарии, Казань, 1963; **Андреанов С.**, На огненных рубежах, в кн.: Люди бессмертного подвига, 4 изд., кн. 2, М., 1975.

**Н. Г. Столяров.**

**стоянка летательных аппаратов** — специально подготовленная и оборудованная площадка на лётном поле аэродрома, предназначенная для размещения и обслуживания самолётов или вертолётов (рис. 1—3). **С.** бывают групповые или индивидуальные, открытые или защищённые. Размеры и планировка **С.** должны обеспечивать размещение расчётного числа летательных аппаратов, безопасность маневрирования их как на тяге собственных двигателей, так и с помощью буксировщиков, безопасный и удобный проезд и размещение спецавтотранспорта, передвижных средств технического обслуживания и перронной механизации, размещение и функционирование стационарного оборудования для технического обслуживания летательных аппаратов, возможность механизированной очистки от снега и удаления гололёда. **С.** оборудуют заземлительными устройствами от статического электричества и якорными креплениями. Для

устранения обдува людей, оборудования и сооружений газовоздушными струями (при запуске и опробовании двигателей) на С. устанавливают струеотклоняющие щиты. С. на военных аэродромах могут быть открытыми, с обвалованием (так называемые капониры) или закрытыми для защиты от поражения. С. выполняют обычно из тех же материалов, что и перрон, взлетно-посадочные полосы, рулѐжные дорожки (см. *Аэродромное покрытие*).

По назначению различают С.: для хранения летательных аппаратов и их оперативного технического обслуживания, для мойки летательных аппаратов, для периодического обслуживания и доводки летательных аппаратов и другие. На групповых С. летательные аппараты располагаются в один или два ряда (тупиковые — с одной рулѐжной дорожкой и прямоточные — с двумя-тремя). Площадь С. для хранения и оперативных видов обслуживания, как правило, объединяется с перроном.

*Лит:* Изыскания и проектирование аэродромов, М., 1981.

*А. П. Журавлев.*

Рис. 1. Основные типы стоянок летательных аппаратов: *а* — групповые (сплошные); *б* — индивидуальные (отдельные).

Рис. 2. Способы захода самолѐтов на стоянку: *а* — хвостом вперѐд; *б* — носом вперѐд.

Рис. 3. Схема двухрядной расстановки вертолѐтов на групповой стоянке.

**стратонавт** [от страто(сфера) и греческого *nautes* — мореплаватель] — лицо, совершающее полѐт в стратосфере; устаревший термин. Употребителен термин «воздухоплаватель», обозначающий лиц, профессионально занимающихся полѐтами на аэростатах всех типов, в том числе и на высотных аэростатах — *стратостатах*. Применялся также термин «аэронавт», обозначающий лиц, поднимающихся на свободных аэростатах, включая как пилотов и технический состав, так и наблюдателей, экспериментаторов, а иногда и пассажиров.

**стратостат** [от страто(сфера) и (аэро)стат] — свободный *аэростат* большого объѐма для подъѐма в *стратосферу* экипажа и аппаратуры для научных исследований, а также для проведения рекордных подъѐмов, прыжков с парашютом, испытаний оборудования, астрономических наблюдений и т. п. С конца 50-х гг. наряду с термином «стратостат» применяется термин «высотный свободный аэростат для полѐта с людьми». Полѐт с экипажем может проводиться в герметичной или открытой *гондоле*. Высотный свободный аэростат (ВСА) для полѐтов с экипажем является разновидностью ВСА кратковременных полѐтов с исследовательской аппаратурой, которые могут подниматься как с экипажем, так и в автоматическом режиме (см. *Дрейфующий аэростат*). Свободный аэростат с открытой гондолой используемый для подъѐма на высоты 7—12 км, называют *субстратостатом*.

С., применявшиеся в 30-х гг., имели объѐм до 105 тысяч м<sup>3</sup> и поднимались с экипажем 2—3 человека в герметичных гондолах на высоту до 22 км. Эти С. состояли из оболочки сферической формы, скреплѐнной сетью или системой строп с гондолой имевшей шаровидную форму. Сферическая герметичная гондола первого советского С. «СССР-1», совершившего полѐт 30 сентября 1933, была создана в Центральном аэрогидродинамическом институте под руководством *В. А. Чижевского*. Конструкция её послужила основой для разработки герметичных корпусов многих воздухоплавательных аппаратов. Оболочка изготавливалась из прорезиненной хлопчатобумажной ткани. Наружная поверхность была окрашена в жѐлтый цвет или имела алюминиевое покрытие. Применялись также С., имевшие так называемый носитель, состоявший из гирлянды резиновых оболочек, растягивающихся в процессе подъѐма, или группы оболочек из нерастяжимых плѐнок.

Подъѐм С. осуществлялся в результате преобладания подъѐмной силы над его весом (см. *Аэростатика, Всплывная сила*). Выше *зоны равновесия* подъѐм мог проводиться благодаря

сбросу балласта (песка или дроби). На максимальной высоте подъёма температура газа в матерчатых оболочках на 55—70°C превышала температуру окружающего воздуха. Спуск этих С. начинался после выпуска части газа через клапан или вечером после захода солнца, когда подъёмный газ постепенно охлаждался до температуры воздуха или ниже её. Это требовало для уравнивания аэростата сбрасывать большое кол-во балласта, вес которого достигал 22—25% подъёмной силы С. на максимальной высоте подъёма. Уравновешенный аэростат плавно спускался на землю с помощью *гайдрона*. При этом оболочка отъединялась от гондолы, а газ из оболочки выпускался через *разрывное устройство*. Применялся вариант спуска, проходившего вначале на оболочке, а после её отъединения на парашюте. Для уменьшения массы посадочного балласта разрабатывались С. принимавшие при спуске форму парашюта. Оболочки С., изготовленные из прорезиненных тканей, могли использоваться несколько раз. Старты С. в СССР проводились с открытых площадок, что требовало почти штилевых условий и скорости ветра не более 2 м/с. Старт американских С. объёмом 105 тысяч м<sup>3</sup> проводился из каньона.

С конца 50-х гг. стали применяться С., имевшие плёночные оболочки одноразового применения. Конструкция этих оболочек аналогична конструкции оболочек дрейфующих автоматических аэростатов. Оболочки имеют клапан с электроприводом для регулирования скорости взлёта и для спуска С. Открытие клапана проводится по команде из гондолы. Благодаря прозрачности плёночных оболочек их разогрев не превышает 10—15°C, что позволяет иметь значительно меньший вес посадочного балласта и даже совсем не иметь такого балласта при спуске гондолы на парашюте. Старт С. с плёночными оболочками, объём которых на земле составляет 1—3% их объёма на максимальной высоте подъёма, проводится со стартовых площадок с применением устройств, уменьшающих их высоту и парусность, или с морских судов, идущих по ветру со скоростью ветра.

Наибольшей высоты подъёма экипажа на С. достигли американские пилоты М. Росс и В. Прагер 23 мая 1961, поднявшиеся на С. «Стратолаб» с оболочкой объёмом 283,17 тысяч м<sup>3</sup> на высоту 34668 м. Старт этого С. состоялся с авианосца. Высота С. перед взлётом достигала 125 м. В СССР 1 ноября 1962 на С. «Волга», имевшем плёночную оболочку объёмом 72,9 тысяч м<sup>3</sup>, пилоты П. И. Долгов и Е. Н. Андреев совершили полёт на высоту 25458 м с последующим спуском на индивидуальных парашютах.

Наряду с полётами ВСА с экипажем проводятся кратковременные полёты автоматически управляемых ВСА для подъёма аэростанций и другой сложной исследовательской аппаратуры на высоту от 20 до 50 км и более. 27 октября 1972 в США на высоту 52 км был поднят С. объёмом 1,36 миллионов м<sup>3</sup> с аппаратурой массой 113 кг. В СССР с 1966 регулярно использовалась автоматическая астрономическая станция «Сатурн» с телескопом-рефлектором, имеющим диаметр главного зеркала 1 м. Подъём аэростанции проводился на плёночной оболочке объёмом 107 тысяч м<sup>3</sup> на высоту 20 км (масса груза около 6 т).

Наибольшее число полётов С. с экипажем в стратосферу было совершено в 30-х гг. Сведения о некоторых из них приведены в таблице. См. рис. к статье *Аэростат*.

*Р. В. Пятыйшев.*

Таблица — Данные о полётах стратостатов.

Дата полёта	Экипаж и страна	Объём стратостата, тыс. м <sup>3</sup>	Достигнутая высота, м	Время пребывания в воздухе
27.05.1931	О. Пиккар и П. Кипфер (Бельгия)	14,3	15781	16 ч
12.08.1932	О. Пиккар и	14,3	16370	11 ч 45 мин

	М. Козинс (Бельгия)			
30.09.1933	Г. А. Прокофьев, К. Д. Годунов, Э. К. Бирнбаум (СССР)	25	18800	8 ч 20 мин
30.01.1934	П. Ф. Федосеенко, А. Б. Васенко, И. Д. Усыскин (СССР)	25	22000	7 ч 4 мин
28.07.1934	Кепнер, А. Стивенс, О. Андерсон (США)	85	18000	9 ч 57 мин
18.08.1934	М. Козинс и Н. ван дер Элст (Бельгия)	14,3	16000	14 ч
26.06.1935	К. Я. Зилле, Ю. Г. Прилуцкий, А. Б. Вериго (СССР)	25	16200	2 ч 37 мин
11.11.1935	А. Стивенс и О. Андерсон (США)	105	22066	8 ч. 15 мин

**стратосфера** (от латинского *stratum* — слой и греческого *sphaira* — шар) — см. в статье *Атмосфера Земли*.

**страхование воздушное** — страхование от опасностей и случайностей, возникающих при использовании гражданской авиации. Цель **С. в.**: компенсировать владельцу (собственнику) воздушного судна материальные потери, являющиеся прямым следствием *авиационных происшествий*; гарантировать пассажирам, грузовладельцам и третьим лицам возмещение в возможно более полном объёме ущерба от причинённого вреда. Развитие **С. в.** объясняется опасным характером некоторых авиационных происшествий, высокой стоимостью современных транспортных самолётов, а также разными основаниями ответственности за ущерб, действующими в воздушном праве отдельных стран.

Юридическими и физическими лицами, заинтересованными в страховании от авиационных рисков (страхователями), являются авиатранспортные предприятия, другие владельцы (собственники) воздушных судов и аэропортов, органы управления воздушным движением, эксплуатанты (владельцы) спортивных аэроклубов, продуценты (изготовители) авиационной техники, организаторы демонстрационных выставок и показательных полётов и т. п. Практически единственная организационная форма страхования на воздушном транспорте — коммерческое страхование. Операции по **С. в.** проводятся в обязательной или добровольной форме страховыми коммерческими предприятиями (страховщиками).

**С. в.** включает несколько видов имущественного и личного страхования, которые применяются самостоятельно или в определенном сочетании: страхование воздушного судна, авиагрузов, *ответственности имущественной* при воздушных перевозках и полётах, авиационного персонала и пассажиров воздушного транспорта от несчастных случаев и др. При страховании воздушного судна по типовым договорам (например, «авиакаско») его объектом являются воздушные суда различных типов; возмещение ущерба производится в случае гибели или повреждения воздушного судна. При страховании воздушных судов на условиях «с ответственностью за все риски» круг страховых рисков в принципе неограничен и обычно включает как риски «в полёте», «при рулении», так и «наземные». В этом случае возмещаются убытки, происшедшие по любой причине.

Страхование имущественной ответственности предусматривает обязательство страховщика при наступлении страхового случая возместить в пределах обусловленных в полисе лимитов все суммы, которые авиаперевозчик или иной владелец воздушного судна (страхователь) в силу закона, международной конвенции или договора перевозки должен выплатить.

В СССР развитие получили в первую очередь виды **С. в.**, связанные с деятельностью воздушного транспорта. Государственному обязательному страхованию подлежали пассажиры, перевозимые на воздушных судах (за исключением пассажиров, провозимых в международных сообщениях). В обязательном порядке за счёт предприятий гражданской авиации производилось также страхование от несчастных случаев лётного состава и некоторых иных категорий авиарботников. Проводилось также страхование ответственности «Аэрофлота» перед иностранными пассажирами, грузовладельцами и третьими лицами при выполнении международных перевозок; страхование авиационной техники, поставившейся за границу (на время перегона техники иностранным заказчикам), страхование советской авиационной техники — демонстрировавшейся, выполнявшей авиационные работы или участвовавшей в международных спортивных состязаниях за границей. Страховались советские самолёты, переданные в аренду зарубежным авиакомпаниям, если не было предусмотрено её страхование арендатором.

*Лит.:* Международное воздушное право, кн. 2, М., 1981.

*В. М. Сенчило.*

**«Стрела»** — экспериментальный самолёт конструкции *А. С. Москалёва*. Построен в 1937 по необычной для того времени аэродинамической схеме (рис. в таблице XIII) — «бесхвостка» с треугольным крылом малого (0,975) удлинения. При взлётной массе 630 кг с поршневым двигателем мощностью 103 кВт развивал скорость свыше 300 км/ч. Схема, наряду с другими, впоследствии нашла применение в реактивной авиации.

**стреловидного крыла теория.** Особенности и преимущества стреловидного крыла (СК), использующего *скольжения принцип*, проявляются в чистом виде для крыла *бесконечного размаха*. В соответствии с этим принципом аэродинамические характеристики СК с *углом стреловидности*  $\{\chi\}$ , обтекаемого однородным потоком *идеальной жидкости* со скоростью  $V_{\infty}$ , обусловлены его взаимодействием с поперечным течением, имеющим на бесконечности поперечную скорость  $V_n = V_{\infty} \cos\{\chi\}$  и их определение сводится к расчёту обтекания профиля (см. *Профиля теория*). По известным аэродинамическим характеристикам профиля вычисляются соответствующие характеристики СК. В частности, для критического *Маха числа*  $M_*$ , *подъёмной силы*  $Y$ , *сопротивления аэродинамического*  $X$  и *аэродинамических коэффициентов* (подъёмной силы  $c_{ya}$  и сопротивления  $c_{xa}$ ) имеют место соотношения:  $M_* = M_{n*} / \cos\{\chi\}$ ,  $Y = Y_n$ ,  $X = X_n \cos\{\chi\}$ ,  $c_{ya} = c_{yan} \cos^2\{\chi\}$ ,  $c_{xa} = c_{xan} \cos^3\{\chi\}$ . Таким образом, несущие свойства СК ниже, чем у прямого, однако аэродинамическое сопротивление СК меньше, а *аэродинамическое качество* и, что особенно важно при трансзвуковых скоростях полёта, число  $M_*$  больше, чем у прямого крыла.

**С. к. т.**, являясь частным случаем *крыла теории*, позволяет рассчитывать суммарные и локальные

аэродинамические характеристики не только при безотрывном обтекании, но и при наличии *срыва потока* в заданных местах (в частности, на всех кромках крыла). Вместе с тем применение положений и методов теории крыла к СК имеет некоторые особенности, наиболее существенные при дозвуковых скоростях полёта. В последнем случае для СК характерна пространств, картина обтекания с образованием сложной вихревой структуры. В рамках линейного приближения модель несущей нити, строго говоря, неправомерна для СК даже при большом *удлинении крыла*, так как поле скоростей тонкого вихря имеет особенность в местах изломов передней кромки. Но если вместо гипотезы плоских сечений воспользоваться условием непротекания на *несущей поверхности*, то одновихревые схемы допустимы. При расчёте обтекания СК сложной формы в плане вихревую схему необходимо строить с учётом особенностей на изломах. Расчёты показывают, что у СК с *наплывом*, схематизируемого системой *вихрей присоединённых*, суммарная *циркуляция скорости*  $\Gamma = \Gamma\{\{\alpha\}\}$  изменяется по размаху плавно (см. рис.), а циркуляции  $\Gamma\{\{\mu\}\} = \Gamma\{\{\mu\}\}$  отдельных присоединённых вихрей имеют разрывы в сечениях, соответствующих изломам крыла (нумерация  $\{\{\mu\}\}$  вихрей ведётся от передней кромки крыла). При больших углах атаки, в особенности при наличии отрыва потока, существенна нелинейность в аэродинамических характеристиках СК, и их расчёт должен проводиться в рамках нелинейной теории, например, методом дискретных вихрей, которая позволяет установить особенности развития вихревой структуры у СК. Устойчивые вихревые жгуты, образующиеся на подветренной стороне СК, повышают его несущие свойства.

При расчёте обтекания СК на сверхзвуковых скоростях необходимо учитывать различные области влияния, в том числе и включающие вихревой след, сходящий с задней кромки крыла.

Применение СК позволило смягчить *волновой кризис* (резкое возрастание коэффициентов аэродинамического сопротивления и смещение *фокуса аэродинамического* при трансзвуковых скоростях) и способствовало преодолению *звукового барьера*.

Большая роль во внедрении СК в практику самолётостроения, проведении необходимых для этого теоретических и экспериментальных исследований в нашей стране принадлежит *В. В. Струминскому*.

*Лит.:* Струминский В. В., Аэродинамика и молекулярная газовая динамика, М., 1985.

*С. М. Белоцерковский.*

**В. В. Струминский.**

**стреловидное крыло** — см. *Крыло, Стреловидного крыла теория.*

**Стрельцов** Владимир Владимирович (1902—1947) — один из основателей отечественной авиационной медицины, профессор (1938), доктор медицинских наук (1939). Окончил Военно-медицинскую академию (1926). В 1933—1935 возглавлял сектор Научно-исследовательского санитарного института РККА, с 1935 — начальник Центральной психофизиологической лаборатории Гражданского воздушного флота, ставшей впоследствии Центральной лабораторией авиационной медицины. Один из организаторов Института авиационной медицины (1935), кафедры авиационной медицины при Центральном институте усовершенствования врачей (в 1944—1947 — заведующий) и Военного факультета 2-го Московского медицинского института, которые он возглавлял. С 1946 — председатель Бюро организованной им секции авиационной и космической медицины Московского физиологического общества. С. занимался физиолого-гигиеническим обоснованием систем жизнеобеспечения при высотных полётах, вопросами кислородного голодания организма, методами профессионального отбора и врачебно-лётной экспертизы и многими другими проблемами. Награждён орденами Ленина, Красного Знамени, медалями. Портрет см. на стр. 541.

*Лит.:* Агаджанян Н. А., Стрельцова С. В., В. В. Стрельцов (1902—1947), М., 1982.

## В. В. Стрельцов.

**стрингер** (английское *stringer*, от *string* — привязывать, скреплять) — продольный элемент *силового набора* летательного аппарата; служит для подкрепления обшивки и передачи продольных растягивающих или сжимающих нагрузок. В зависимости от назначения различают **С. типовые** (обеспечивают жёсткость конструкции), **стыковые** (по стыкам обшивки) и **усиленные** (в местах действия сосредоточенных нагрузок или по краям вырезов в обшивке). Для повышения живучести конструкции в местах возможного появления поперечных трещин в обшивке ставятся **С.** из высокопрочных материалов, которые выполняют роль ограничителей распространения трещин («стопперов»). Шаг **С.**, как правило, равномерный и выбирается на основе расчета на прочность.

**Строев** Николай Сергеевич (р. 1912) — советский учёный в области авиации, доктор технических наук (1958), дважды Герой Социалистического Труда (1966; 1982). Окончил МАИ (1937). В 1935—1936 работал в ОКБ Н. Н. Поликарпова, в 1936—1941 — в Центральном аэрогидродинамическом институте, в 1941—1966 — в ЛИИ (в 1964—1966 начальник института). В 1955—1961 преподавал в МАИ (с 1961 профессор). С 1966 на ответственной работе в государственных органах. Внёс большой вклад в развитие авиационной техники, разработку методов летных испытаний и исследований аэродинамических характеристик сверхзвуковых самолётов в натуральных условиях. Государственная премия СССР (1949). Награжден 4 орденами Ленина, орденами Октябрьской революции, Отечественной войны 1-й и 2-й степени, 2 орденами Трудового Красного Знамени, орденом Красной Звезды, медалями.

## Н. С. Строев.

**строительная механика авиационных конструкций** — область строительной механики сооружений, в которой в качестве объекта исследования рассматриваются конструкции отдельных агрегатов и частей летательных аппаратов или конструкция летательных аппаратов в целом. В ряду научных дисциплин, относящихся к механике деформируемых тел, **С. м.** занимает промежуточное место между теориями упругости и пластичности и упрощёнными приёмами расчёта инженерных объектов, которые объединены в общий раздел — сопротивление материалов. Основные задачи **С. м.**, связанные с расчётом и проектированием летательных аппаратов, — разработка математических моделей, предназначенных для практических исследований деформаций, внутренних усилий и напряжений, устойчивости и колебаний авиационных конструкций и их элементов при статических и динамических внешних воздействиях различного происхождения (механические нагрузки, неравномерное нагревание и др.). Цели и задачи **С. м.** в этом случае подчинены требованию создания оптимальной конструкции летательных аппаратов (см. *Конструкция авиационная*), удовлетворяющей разнообразным условиям *прочности*, заданному *ресурсу*, *эксплуатационной живучести*, обеспечению динамических и аэроупругих характеристик (см. *Аэроупругость*), экономичности. Решению этих задач предшествует выбор *конструктивно-силовой схемы*.

Конструкция летательных аппаратов как объект исследования в **С. м.** является сложной системой, при создании и расчёте которой используют в различных комбинациях традиционные объекты **С. м.** (стержни, гладкие и подкреплённые пластины и оболочки, массивные тела), а также характерные для авиационных конструкций объекты с существенной нерегулярностью (с перепадами жёсткости, вырезами, с сосредоточенными воздействиями), со сложной геометрией и структурой (сочетание оболочек с различной кривизной, многозамкнутые структуры), подвергающиеся воздействию разнообразных процессов (статических, динамических, упругих) и находящиеся в различных состояниях деформирования упруго-пластическом, ползучести и др.). Для характерных конструкций летательных аппаратов — корпуса (фюзеляж, мотогондола), несущих поверхностей (крыло, оперение, рули), стержневых и балочных систем шасси, органов управления, узлов подвески оборудования и грузов и др. — применяются определенные методы расчёта. Так, для описания тонкостенных элементов широко используют континуальные,

дискретно-континуальные и дискретные расчётные схемы. Учёт их специфических особенностей и внешних воздействий позволяет выбрать рациональную расчётную схему, упростить формулировку задач и их решение.

Теоретическую основу **С. м.** авиационных конструкций составляют общие теоремы и вариационные принципы механики деформируемых тел (принцип возможных перемещений, принцип возможных изменений напряжённых состояний, смешанные вариационные принципы). Благодаря развитию вычислительной техники и программирования большое распространение при реализации этих теорем и принципов получили численные методы **С. м.** среди которых наиболее эффективный — метод конечных элементов (см. в статье *Статическая прочность*). Наряду с этим актуальны и перспективны общие схемы реализации, базирующиеся на комбинированном использовании аналитических, численно-аналитических и численных моделей.

Основные направления развития **С. м.** авиационных конструкций следующие: разработка эффективной методологии исследования конструкций летательных аппаратов на базе системного подхода; развитие методов расчёта напряжённо-деформированного состояния подкреплённых тонкостенных конструкций, многослойных пластин и оболочек, конструкций из композиционных материалов; исследование устойчивости и динамики (в линейной и нелинейной постановках задач), аэроупругости, термоупругости, термопластичности, термоползучести конструкций летательных аппаратов; изучение действия случайных факторов и механики разрушения; дальнейшая разработка теории надёжности применительно к летательным аппаратам; автоматизация процессов исследований авиационных конструкций с использованием ЭВМ.

**С. м.** конструкций летательных аппаратов как научная дисциплина начала складываться с первых практических шагов становления авиации и базировалась на работах по механике конструкций русских учёных И. Г. Бубнова, Б. Г. Галёркина, А. Н. Крылова, П. Ф. Панковича, С. П. Тимошенко. основополагающей работой в области **С. м.** самолёта явилась статья *Н. Е. Жуковского* «Исследование устойчивости конструкции аэропланов» (1918). Основные достижения **С. м.** на этапе создания металлических самолётов связаны с трудами *В. Н. Беляева*, Г. С. Еленевского, *А. И. Макаревского*, В. М. Стригунова, *А. М. Черёмухина*. В 50—70-х гг. в **С. м.** конструкций летательных аппаратов существенный вклад внесли советские учёные В. З. Власов, Р. А. Адауров, Л. И. Балабух, А. А. Белоус, С. Н. Кан, Ю. Г. Одинокоев, А. Ю. Ромашевский, И. А. Свердлов, А. А. Уманский и другие. Значительный вклад в перспективные направления **С. м.** конструкций летательных аппаратов сделали В. В. Болотин, В. В. Васильев, М. Б. Вахитов, А. С. Вольмир, *Э. И. Григолюк*, *И. Ф. Образцов*, В. И. Феодосьев, В. М. Фролов и другие.

*Лит.:* Ромашевский А. Ю., Климов В. И., Строительная механика самолета, М., 1965; Образцов И. Ф., Онанов Г. Г., Строительная механика скошенных тонкостенных систем, М., 1973.

*И. Ф. Образцов, Ю. И. Иванов.*

**строй** летательных аппаратов — строго определённое взаимное расположение летательных аппаратов при их совместном полёте и маневрировании. По месту в **С.** выделяют ведущий летательный аппарат и ведомый(е) летательный аппарат(ы). **Ведущий** летательный аппарат маневрирует согласно заданию, а **ведомый(е)** выдерживает место в **С.** Место в **С.** определяется дистанцией, интервалом и превышением (принижением) (рис. 1). По расстоянию между летательными аппаратами различают сомкнутые и разомкнутые **С.** В сомкнутом **С.** интервал и дистанция между ближайшими летательными аппаратами не превышают двух размахов крыла и двух длин летательного аппарата. По своей конфигурации **С.** делят на пеленг, фронт, клин и ромб (рис. 2): **пеленг** — летательные аппараты располагаются на прямой, составляющей угол меньше  $90\{\{\circ\}\}$  к траектории полёта, **фронт** — на прямой, перпендикулярной к траектории полёта, **клин** — на сторонах угла, в вершине которого расположен ведущий летательный аппарат, **ромб** — в вершинах ромба. В современных условиях **С.** применяются только на парадах, для отработки групповой слётанности и для перелётов, не связанных с выполнением боевой задачи.

Рис. 1. Элементы строя.

Рис. 2. Строи летательных аппаратов: *а* — пеленг; *б* — фронт; *в* — клин; *г* — ромб.

**струйное течение** (СТ) в атмосфере — сильный узкий поток с почти горизонтальной осью в верхней тропосфере или в стратосфере, характеризующийся большими вертикальными и горизонтальными *сдвигами ветра* и одним или более максимумами скорости. Обычно длина СТ составляет тысячи км, ширина — сотни км, толщина — несколько км. Вертикальный сдвиг ветра около 5—10 м/с на 1 км, а горизонтальный ~5 м/с на 100 км. Нижний предел скорости в СТ условно считается равным 100 км/ч и выбран с учётом того, что ветер, скорость которого превышает 100 км/ч, оказывает заметное влияние на путевую скорость летательных аппаратов, выполняющих полёт в зоне СТ. Центральная часть СТ, где скорости ветра наибольшие, называют **сердцевиной**, линия максимального ветра внутри сердцевины — **осью** СТ. Слева от оси, если смотреть по потоку, расположена циклоническая сторона СТ, справа — антициклоническая. Горизонтальные сдвиги на циклонической стороне СТ гораздо больше, чем на антициклонической, вертикальный сдвиг ветра обычно больше над осью СТ, чем под ней. Чем сильнее СТ, тем больше вертикальный сдвиг ветра в нём. Различают тропосферные и стратосферные СТ.

**Тропосферные С. т.** формируются в переходной зоне между высокими холодными циклонами и высокими тёплыми антициклонами в верхней тропосфере, образующими высотные фронтальные зоны. Высотные фронтальные зоны (ВФЗ) могут объединяться, образуя планетарную (сравнимую по размерам с размерами Земли) фронтальную зону. Оси тропосферных **С. т.** располагаются вблизи *тропопаузы* и в северном полушарии находятся на высоте 6—8 км над Арктикой, 8—12 км — в умеренных широтах, 12—16 км — в субтропиках. **С. т.** высоких и средних широт связаны с ВФЗ и *атмосферными фронтами*; они меняют своё положение вместе с ними. Субтропическое западное **С. т.** сравнительно устойчиво и сильно. Наиболее мощное на Земле субтропическое **С. т.** наблюдается в зимнее время над западной частью Тихого океана, где создаются большие контрасты температуры в тропосфере между тёплым воздухом над поверхностью океана и холодным воздухом над восточной Азией.

На картах представлены средние скорости ветра на изобарической поверхности 300 гПа (соответствует высоте около 9 км) в северном полушарии зимой и летом. Видно, что зимой во внетропических широтах **С. т.** образуются над севером Атлантического океана и Европы. Субтропические **С. т.** почти окаймляют земной шар на широте 25—30°. Они более мощные, чем внетропические **С. т.** Средние скорости в центре **С. т.** превышают 150 км/ч, а над Японскими островами — 200 км/ч. Летом в связи с прогревом воздуха во внетропических широтах и уменьшением горизонтального градиента температуры между низкими и высокими широтами **С. т.** ослабевают. Они чаще образуются над севером Европы. В соответствии с сезонными радиационными условиями субтропические **С. т.**, ослабевая, перемещаются к северу. Над Азией и Северной Америкой они находятся летом на широте 40—45°. **С. т.** изображаются и с помощью *вертикальных разрезов атмосферы* (см. рис.).

**Стратосферные С. т.** расположены выше тропопаузы. Зимние западные **С. т.** возникают в зоне больших меридиональных градиентов температуры и давления зимнего стратосферного циклона, расположенных между приполюсной областью и более низкими широтами. Ось этого **С. т.** находится на высоте 50—60 км на широте около 50°, скорость ветра меняется от 180 до 360 км/ч. Положение и высота западного стратосферного **С. т.** может меняться при зимних стратосферных потеплениях, во время которых холодный циклон меняет своё местоположение и интенсивность и замещается теплым антициклоном. В соответствии с радиационными условиями летнее стратосферное **С. т.** устойчивого восточного направления возникает на обращённой к экватору периферии летнего стратосферного тёплого антициклона. Ось **С. т.** расположена на высоте 50—60 км, на широте около 45°; средняя скорость ветра на оси до 180 км/ч. Экваториальное **С. т.** восточного направления находится летом вблизи экватора (от 0 до 15—20° широты) с осью на высоте 20—30 км и максимальными скоростями ветра до 180 км/ч.

При метеорологическом обеспечении полётов летательных аппаратов прогнозируется положение тропосферных С. т., высоты осей С. т. и максимальная скорость ветра. Эти данные включаются в авиационные прогностические карты барической топографии, вручаемые экипажам воздушных судов.

С. С. Гайгеров, Л. И. Мамонтова, Х. П. Погосян.

Пример распределения скоростей ветра (сплошные линии) и температур (штриховые линии) в вертикальной плоскости: цифры у кривых — скорости ветра в км/ч и температуры в  $\{^{\circ}\}C$ ; буквы — направления ветра (E — восточный, SE — юго-восточный, SW — юго-западный, NE — северо-восточный, NW — северо-западный, W — западный).

**струйное течение** (СТ) в аэро- и гидродинамике — движение жидкости или газа, поле которого ограничено частично твёрдыми, частично жидкими границами (см. *Контактная поверхность*, *Свободная поверхность*). СТ часто встречаются в природе и технических приложениях, поэтому их экспериментальное и теоретическое исследование является важным разделом аэро- и гидродинамики.

Обширный класс СТ рассматривается в рамках потенциального движения идеальной несжимаемой жидкости, когда жидкая граница есть свободная поверхность (см. также *Струйных течений теория*). Если на тело натекает тонкая (по сравнению с его характерным размером) струя жидкости, то она «прилипает» к его поверхности и обтекает её безотрывно — эффект *Коандэ*. Поскольку свободная поверхность струи граничит с неподвижной средой, в которой давление постоянно, то образующийся *пограничный слой* развивается практически в изобарических условиях и *отрыв пограничного слоя* отсутствует; этот эффект используется, например, в *Коандэ закрылках*.

Теоретические исследования вязких ламинарных СТ проводятся на основе *Навье — Стокса уравнений* или уравнений пограничного слоя, характерным примером такого СТ может служить струя, истекающая из бесконечно узкого отверстия в покоящуюся среду с теми же физическими свойствами. Для этого СТ максимальное значение скорости на его оси пропорционально  $x^{-1/3}$  в плоском случае и  $\{\{\infty\}\}x^{-1}$  в осесимметричном ( $x$  — продольная координата, отсчитываемая от отверстия). Для СТ, образующегося при истечении жидкости из отверстия конечного размера, указанные закономерности носят асимптотический характер. В реальных условиях ламинарный режим в СТ обычно быстро сменяется турбулентным, что приводит к изменению закономерностей развития струи (см. *Турбулентные струи*).

В. А. Башкин.

**струйные рули** — см. в статье *Газодинамическое управление летательным аппаратом*.

**струйный закрылок** — устройство для увеличения *подъёмной силы* крыла путём выдува струи сжатого воздуха (газа) из щелевого сопла, расположенного вдоль задней кромки крыла, под углом к хорде (см. рис. 1,  $\delta$  к статье *Энергетическая механизация крыла*). Увеличение подъёмной силы происходит вследствие возрастания *циркуляции скорости* вокруг крыла и соответствующего повышения аэродинамической силы на его поверхности (так называемый эффект суперциркуляции) и за счёт вертикальной составляющей реакции струи. Коэффициент  $c_y$  полной подъёмной силы крыла (см. *Аэродинамические коэффициенты*) изменяется приблизительно пропорционально величине  $kc^{1/2}\{\{\mu\}\}$ , где  $k$  — коэффициент, зависящий от геометрических параметров крыла и С. з. (угла выдува струи, протяжённости С. з. и его расположения по размаху крыла),  $c\{\{\mu\}\}$  — коэффициент импульса струи (см. в статье *Управление пограничным слоем*). При больших значениях коэффициента импульса струи ( $c\{\{\mu\}\} \approx 3—5$ ) значение  $c_y$  для крыльев с удлинением 8—10 со С. з. может достигать значений 10—15. При малых коэффициентах  $c\{\{\mu\}\}$  увеличение подъёмной силы происходит главным образом за счёт воздействия струи на обтекание крыла, при этом аэродинамическая часть приращения подъёмной силы может в несколько раз

превышать приращение подъёмной силы за счёт реакции струи. С увеличением коэффициента  $c_{\mu}$  всё большее значение приобретает вертикальная составляющая реакции струи. При определённых, достаточно больших значениях коэффициента  $c_{\mu}$  на крыле конечного размаха со С. з. практически прекращается рост аэродинамической части приращения коэффициента подъёмной силы, который достигает своего предельного значения  $\{\Delta\} c_{yA \lim}$ . Значение  $\{\Delta\} c_{yA \lim}$  возрастает с увеличением удлинения крыла, размаха С. з. и угла выдува струи.

Первые исследования С. з. были проведены в 1938—1941. Практическая реализация С. з. на самолёте связана с конструктивными трудностями, обусловленными необходимостью обеспечения отбора сжатого воздуха от двигателя или специального газогенератора и размещения каналов в крыле для подачи воздуха к щелевому соплу.

Лит.: Ружицкий Е. И., Безаэродромная авиация, М., 1959; Мартынов А. К., Прикладная аэродинамика, М., 1972.

А. В. Петров.

**струйных течений теория** — раздел гидродинамики, изучающий течения идеальной жидкости или газа, ограниченные частично твёрдыми стенками и частично свободными поверхностями, на которых давление и, согласно *Бернулли уравнению*, скорость жидкости постоянны. При этом предполагается, что массовыми силами и поверхностным натяжением можно пренебречь.

Схема струйного течения (СТ) с образованием в жидкости свободных поверхностей тангенциальных разрывов была предложена *Г. Гельмгольцем* (1868). В 1869 *Г. Кирхгоф* решил первые задачи плоских потенциальных СТ несжимаемой жидкости, в частности истечения струи из отверстия в стенке и обтекания пластинки под углом  $\{\alpha\}$  с отрывом потока от её кромок и образованием «застойной» (отрывной) области, давление  $p_0$  в которой равно давлению  $p_{\infty}$  в набегающем потоке (на «бесконечности», рис., а). При истечении из отверстия С. т. т. позволяет определить форму струи и коэффициент её сжатия. Струйное обтекание пластинки по схеме Кирхгофа, в отличие от сплошного обтекания, при котором тело в потенциальном, потоке не испытывает сопротивления (*Д'Аламбера—Эйлера парадокс*), даёт силу  $F_n$ , действующую по нормали к пластинке, и соответственно силу сопротивления  $F_y = F_n \sin\{\alpha\}$  и подъёмную силу  $F_y = F_n \cos\{\alpha\}$ . Коэффициент нормальной силы  $C_n$  на единицу ширины пластинки выражается формулой Рэля (1876)

$\{\{\text{формула}\}\}$ ,

где  $\{\rho\}$  — плотность жидкости,  $v_{\infty}$  — скорость потока на бесконечности,  $l$  — длина пластинки. Эта сила, равно как получающаяся по формуле Ньютона (см. *Ньютона теория обтекания*), —

$$C_n = 2\sin^2\{\alpha\},$$

и по формуле, полученной *Н. Е. Жуковским* для случая безотрывного обтекания пластинки при наличии *подсасывающей силы*, —

$$C_n = \{\pi\} \sin^2\{\alpha\},$$

(последняя при  $\{\alpha\} > 15^\circ$  не соответствует экспериментальным данным). Позже были открыты кавитационные течения, возникающие в капельной жидкости с образованием за телом паровых или газовых каверн, в которых давление  $p_0 < p_{\infty}$ . Разрежение в каверне характеризуется **числом кавитации**  $\{\sigma\}$ :

$\{\{\text{формула}\}\}$ .

В отличие от СТ Кирхгофа ( $\{\sigma\} = 0$ ), кавитационные течения имеют свободные границы конечной длины. Известны различные кавитационные схемы (Жуковского — Рошко, Рябушинского, Эфроса, Ву, Кузнецова и других), различающиеся способом замыкания каверны. Наиболее совершенной, свободной от «лишних» параметров, является схема Тулина — Терентьева, в которой границы каверны заканчиваются спиралевидными (при математическом описании бесконечнолистными) завитками (рис., б). В реальных отрывных течениях при больших Рейнольдса числа  $Re$  давление в отрывных областях вблизи тела практически постоянно, и при правильном выборе  $\{\sigma\}$  кавитационного течения оказываются их удовлетворительной расчётной моделью. Для малых углов атаки, когда срыв потока происходит только с передней кромки пластинки, используется схема частичной кавитации (рис., в), оказывающаяся для заданных  $\{\alpha\}$  и  $\{\sigma\}$  двузначной по длине каверны и значению  $C_n$ .

Для построения простых СТ применяется *годографа метод* комплексной скорости  $\{\mathbf{v}\} = v_x - iv_y = v \exp\{-iv\}$ . В заданной области годографа непосредственно или путём её конформного отображения на более простую определяется комплексный *потенциал скорости*  $\{\omega\} = \{\phi\} + i\{\psi\} = \{\omega\}(v)$ , после чего течение в физической плоскости строится квадратурой:

$\{\text{формула}\}$ .

Более общий приём был предложен Жуковским (1890). Он ввёл функцию  $\{\omega\} = \ln v = \ln v - iv$  и производную комплексного потенциала  $d\{\omega\}/du$  как функции параметрического переменного и в канонической области (верхней полуплоскости). В случае СТ с кусочно-прямолинейными твёрдыми границами функции  $\{\omega\}(u)$  и  $d\{\omega\}/du$  определяются по формуле Шварца — Кристоффеля или методом особых точек (С. А. Чаплыгин), после чего находится

$$z = \int \exp\{-\{\omega\}\} (d\{\omega\}/du) du.$$

В случае криволинейных профилей заданной формы построение СТ сводится к решению интегродифференциального уравнения, причём точки схода свободных границ в рамках теории невязкой жидкости находятся из условия, согласно которому кривизна свободной границы в этих точках должна быть равна кривизне твёрдой границы.

Чаплыгину принадлежит обобщение теории плоских СТ на случай потенциальных дозвуковых течений газа. Известны также решения более общих задач теории струй: нестационарного обтекания, течений тяжёлой и капиллярной жидкостей и другие. Осесимметричные и пространственные СТ не имеют конечных аналитических решений и изучаются в линейном приближении или численно.

С. т. т. используется для расчёта сил воздействия потока на обтекаемое тело и формы каверн в кавитационных течениях, определения формы струй при их истечении из отверстий, построения каналов, тел и профилей с участками заданной постоянной скорости жидкости или газа, а также в теории отрывных течений вязкой жидкости при больших числах Рейнольдса в качестве модели внешнего потенциального течения, взаимодействующего с пограничным слоем и следом за телом.

*Лит.:* Биркгоф Г., Сарантонелло Э., Струи, следы и каверны, М., 1964; Гуревич М. И., Теория струй идеальной жидкости, М., 1979; Гогиш Л. В., Степанов Г. Ю., Турбулентные отрывные течения, М., 1979.

Г. Ю. Степанов.

Струйное обтекание пластинки по схемам Кирхгофа (а), Тулина — Терентьева при полном (б) и частичном (в) отрыве;  $v_0$  — скорость на границе зоны.

**Струминский** Владимир Васильевич (р. 1914) — советский учёный в области аэродинамики и теоретических основ самолётостроения, академик АН СССР (1966; член-корреспондент 1958).

В 1938 окончил МГУ. Работал в Центральном аэрогидродинамическом институте (1941—1966). Директор Института теоретической и прикладной механики Сибирского отделения АН СССР (1966—1971), заведующим отделом физической аэромеханики Института проблем механики АН СССР (1971—1977). С 1977 заведующий сектором механики неоднородных сред (позже отдел механико-математических методов в технологии и экономике) АН СССР. Разработал теорию трёхмерного пограничного слоя, с помощью которой были выявлены основные законы обтекания стреловидных и треугольных крыльев самолёта. Эти исследования сыграли существенную роль в преодолении звукового барьера и достижении сверхзвуковых скоростей полёта. Инициатор исследований по использованию водорода в качестве топлива в авиационной и воздушно-космической технике. Премия имени Н. Е. Жуковского (1947), Ленинская премия (1961), Государственная премия СССР (1947, 1948). Награждён орденами Ленина, Трудового Красного Знамени, Дружбы народов, Красной Звезды, «Знак Почёта», медалями. Портрет см. на стр. 543.

Соч.: Турбулентные течения, М., 1974; Аэродинамика и молекулярная газовая динамика, М., 1985.

**В. В. Струминский.**

**Струхала число** — безразмерный параметр  $Sh$ , равный отношению характерного времени  $L/V$  движения частиц жидкости или газа в поле течения к характерному времени  $T$  нестационарного процесса:  $Sh = L/(VT)$ , где  $L$ ,  $V$  — характерные длина и скорость соответственно. Названо по имени чешского физика В. Струхала (правильнее Строугаля, V. Strouhal), который в 1878 изучал колебания струн в однородном потоке воздуха и использовал данный параметр при анализе экспериментальных данных. **С. ч.** характеризует меру влияния нестационарности течения на газодинамические переменные (см. *Квазистационарное течение, Нестационарное течение*).

**ступень компрессора турбины** — совокупность вращающегося и неподвижного лопаточных венцов. В компрессоре ступенью называют рабочее колесо и расположенный за ним направляющий аппарат (осевой и диагональный компрессоры) или безлопаточный и лопаточный диффузоры (центробежный компрессор), в турбине — сопловой аппарат и стоящее за ним рабочее колесо (осевая и центростремительная турбины). В зависимости от Маха числа  $M$  потока перед венцами ступень называют дозвуковой ( $M < 1$  в обоих венцах), трансзвуковой ( $M > 1$  на части высоты лопатки хотя бы в одном венце) и сверхзвуковой ( $M > 1$  по всей высоте лопатки хотя бы в одном венце). В турбине преобразование потенциальной энергии газа в кинетическую происходит в каналах лопаточных венцов соплового аппарата и ротора, распределение теплоперепада между венцами характеризуется степенью реактивности ступени (отношением теплоперепадов, срабатываемых в рабочем колесе и ступени). Значение её в зависимости от назначения турбины изменяется в широких пределах: от нуля, когда вся потенциальная энергия преобразуется в кинетическую в сопловом аппарате турбины (активные ступени), примерно до 0,5 (реактивные ступени). В турбинах авиационных газотурбинных двигателей применяются обычно реактивные ступени. В компрессорах также применяются, как правило, реактивные ступени, степень реактивности которых равна 0,5 и выше.

**Стэнтон число** — то же, что Стантона число.

**Су** — марка самолётов, созданных в ОКБ, возглавлявшемся П. О. Сухим (см. *Машиностроительный завод имени П. О. Сухого*).

Самолёты, созданные под руководством его преемников, имеют также марку Су (рис. 1). ОКБ специализировалось по трём основным направлениям: штурмовики и фронтовые истребители, истребители-перехватчики; бомбардировщики различных типов. Основные данные некоторых самолётов приведены в таблицах 1 и 2. В семействе самолётов Су имело место повторение обозначений. Так, например, в первом поколении советских реактивных самолётов были созданные в 1945—1949 опытные и экспериментальные Су-9, Су-11, Су-15, Су-17. И в ряду более поздних серийных сверхзвуковых самолётов снова были образцы с теми же обозначениями.

Развитие ОКБ началось с разработки двухместного (лётчик и штурман, он же стрелок и радист) многоцелевого самолёта с убирающимся шасси в вариантах ближнего бомбардировщика, штурмовика, разведчика и корректировщика артогня. Опытный экземпляр самолёта под названием «Иванов» (АНТ-51) построен в 1937. Это моноплан цельнометаллической конструкции с поршневым двигателем М-62, двухлопастным металлическим воздушным винтом ВИШ-6. Бомбовая нагрузка 200 кг, стрелковое вооружение — четыре-шесть пулемётов ШКАС. В 1939 самолёт модифицирован под более мощный двигатель М-87А с трёхлопастным винтом ВИШ-23; получил название ББ-1 (ближний бомбардировщик) и в варианте смешанной конструкции (деревянно-металлической) запущен в серийное производство. В процессе серийного выпуска на самолёте (получившем в 1940 обозначение Су-2, см. рис. в таблице XVII) установлен двигатель М-88Б, а с 1941 — М-82 (рис. 2). При нормальной взлётной массе вся бомбовая нагрузка (до 400 кг) размещалась в фюзеляжном бомбоотсеке на кассетных держателях, а не на наружной подвеске, что улучшало аэродинамику самолёта. Эта компоновка неоднократно использовалась и в дальнейшем. Часть самолётов была снабжена восемью держателями для подвески реактивных снарядов (РС-82 или РС-132). Стрелковое вооружение состояло из шести пулеметов ШКАС: четырёх неподвижных крыльевых, одного на вращающейся турельной установке и одного на подвижной (нижней) люковой пулемётной установке. Конструкция серийных самолётов смешанная: двухлонжеронное крыло, центроплан и горизонтальное оперение цельнометаллические; фюзеляж и киль деревянные с несущей обшивкой из шпона. Топливные баки сварные с протектированием. Особое внимание уделено удобству работы лётчика и штурмана (просторные обогреваемые кабины с хорошим обзором, дублированное ручное и ножное управление самолётом и двигателем). В конструкции широко использованы стандартные профили открытого типа и детали, изготовленные горячей штамповкой или литьём; при изготовлении отдельных агрегатов применён плазово-шаблонный метод. Это позволило повысить степень механизации производственных процессов, что важно при решении проблем создания массового самолёта. Все серийные модификации самолёта Су-2 (выпускался до середины 1942) принимали участие в боевых операциях начального периода Великой Отечественной войны, а на отдельных фронтах — до конца 1944, показав высокую живучесть даже при сильном поражении зенитным огнём. В память об участии в боевых операциях на Волге макет самолёта Су-2 установлен в музее-панораме «Сталинградская битва» в Волгограде.

Развивая идею специализированного самолёта непосредственной поддержки войск на поле боя, ОКБ создаёт в 1941 опытный одноместный бронированный штурмовик Су-6 (СА) с поршневым двигателем воздушного охлаждения. Вооружение — до 400 кг бомб в бомбоотсеке за кабиной лётчика; в крыле — четыре пулемёта ШКАС и две пушки ВЯ, под крылом — до 10 ракетных снарядов (РС-82 или РС-132). В 1942, учитывая опыт боевого применения Ил-2, самолёт был переоборудован в двухместный Су-6 (С-2А) с кабиной стрелка, оснащённой крупнокалиберным пулемётом УБ (УБТ) для защиты задней полусферы. Двигатель — М-71Ф. Этот самолёт (рис. 3) — свободнонесущий моноплан с низкорасположенным крылом и убирающимся шасси. Крыло состояло из цельнометаллического центроплана и двух отъёмных деревянных с металлическими лонжеронами консолей. Стабилизатор цельнометаллический, киль и хвостовая часть фюзеляжа деревянные с обшивкой из шпона. Все жизненно важные элементы самолёта защищены бронёй, почти всё управление дублированное (для повышения боевой живучести). Пушки заменены более мощными (НС-37), бомбы (до 200 кг) располагались по бортам около кабины стрелка в контейнерах «навалом», что значительно ускорило предполётную подготовку самолёта. Для улучшения манёвренных характеристик крыло снабжено автоматическими предкрылками. В итоге самолёт получился достаточно лёгким, отличался высокими характеристиками по скорости, скороподъёмности, дальности полёта, имел хорошую защиту экипажа. Так как выпуск двигателя М-71Ф налажен не был, Су-6 (С-2А) пришлось переоборудовать под более тяжёлый двигатель АМ-42 с четырёхлопастным винтом, что потребовало установки цельнометаллического крыла увеличенной площади без предкрылков. Для защиты двигателя и кабины экипажа применён бронекорпус, включённый в силовую схему фюзеляжа. Самолёт серийно не строился, так как к этому времени прошёл испытания штурмовик Ил-10.

Су-8 — двухместный бронированный штурмовик с двумя поршневыми двигателями М-71Ф, созданный для обеспечения наступательных операций наземных войск, действовавших на больших удалениях от аэродромов, а также для разрушения коммуникаций противника в глубоком тылу. Конструкция самолёта смешанная: центроплан цельнометаллический, консоли крыла деревянные с металлическими лонжероном и стенками; оперение из дуралюмина; хвостовая часть фюзеляжа деревянная, средняя — из дуралюмина, носовая — целиком из броневой стали. Броня защищала от огня крупнокалиберного оружия экипаж, двигатели, бензо- и маслобаки. По мощности стрелкового (восемь пулемётов ШКАС и один УБ, две пушки НС-45) и бомбардировочного (600—1400 кг бомб и 10 реактивных снарядов) вооружения самолёт не имел себе равных. Он прошёл заводские и государственные испытания, но серийно не строился.

Су-9 (рис. 4 и рис. в таблице XXIII) — опытный фронтовой истребитель цельнометаллической конструкции с двумя турбореактивными двигателями РД-10 в гондолах под крылом — первый реактивный самолёт ОКБ. Создан в 1946. Фюзеляж полумонококовой конструкции; кабина бронированная, снабжена катапультным креслом, разработанным в ОКБ. Управляемый (переставной) стабилизатор закреплён на киле. Крыло однолонжеронное трапециевидной формы. Протектированные баки (впереди и за кабиной) мягкой конструкции. Самолёт имел мощное пушечное (одну пушку Н-37 и две НС-23) и бомбардировочное (500 кг бомб) вооружение. При создании Су-9 решены некоторые проблемы, возникшие с появлением реактивных скоростных самолётов: отработана установка сбрасываемых стартовых пороховых ускорителей, сокративших длину разбега на 45—50%, применён посадочный тормозной парашют (длина пробега сокращена на 30%) и т. д. В процессе испытаний выявлены большие нагрузки на ручку управления лётчика на околозвуковых скоростях, для уменьшения которых впервые в практике отечественного самолётостроения спроектированы, построены и установлены рулевые приводы элеронов и руля высоты. Крыло самолёта снабжено механизацией, состоявшей из закрылков и тормозных щитков оригинальной конструкции (из двух половин), которые при отклонении в разные стороны работали в режиме воздушных тормозов, при отклонении вниз нижней половины — в режиме посадочного щитка.

Су-11 — модификация Су-9 под более мощные двигатели ТР-1 для повышения максимальной скорости. Создан в 1947. Изменены профиль и форма крыла, щитки заменены выдвижными закрылками, гондолы подняты до хорды крыла. Лётные данные Су-9 и Су-11 оказались близкими; серийно не строились.

Су-17 — экспериментальный самолёт с турбореактивным двигателем АЛ-3 и отделяемой носовой частью фюзеляжа с герметичной кабиной (отделение производилось пороховой катапультной стабилизацией — парашютным устройством). Установлено сиденье с изменяемой с перегрузкой конфигурацией; катапультное устройство из неотделяемой кабины — с перегрузкой 18, а из отделённой, свободнопадающей — с перегрузкой 5—6. Су-17 — цельнометаллический среднеплан с однолонжеронным крылом большой стреловидности. Фюзеляж полумонококовой конструкции, стабилизатор крепился на киле. Самолёт, построенный в 1949, предназначался для исследования особенностей полёта на околозвуковых скоростях и стал прототипом фронтового истребителя. Лётные испытания не проводились.

Су-7 (рис. в таблице XXV) — одноместный фронтовой реактивный истребитель с турбореактивным двигателем АЛ-7Ф — первый серийный сверхзвуковой самолёт ОКБ. Су-7 — цельнометаллический среднеплан со стреловидным однолонжеронным крылом с подкосной балкой. Оперение однокилевое, стреловидное; стабилизатор цельно-поворотный. Фюзеляж типа полумонокок из дуралюмина и стали (основные конструктивные элементы). Воздухозаборник регулируемый. Кабина лётчика герметичная, снабжена катапультным креслом; лобовая броня прозрачная (толщина 105 мм), передняя стенка из стальной бронеплиты (толщина 8 мм). Управление стабилизатором, рулём направления и элеронами с помощью гидроусилителей по необратимой схеме; надёжность обеспечена наличием независимых систем питания гидроусилителей — основной и дублирующей. Вооружение — две пушки НР-30, 16 реактивных

снарядов, бомбы (до 1 т).

Су-7Б — модификация Су-7 (фронтальной истребитель-бомбардировщик с турбореактивным двигателем АЛ-7Ф-1). Увеличено количество топлива, бомбовая нагрузка доведена до 2 т.

Су-7БМ (рис. 5) — модификация самолёта Су-7Б. Увеличен запас топлива (введением крыльевых баков), усилено шасси, установлено новое навигационное и прицельное оборудование, кабина приспособлена для полётов ночью.

Су-7БКЛ — модификация самолёта Су-7БМ. Применены колёсно-лыжное шасси, тормозной парашют увеличенной площади, стартовые пороховые ускорители (что позволило эксплуатировать самолёт с укороченных бетонированных и грунтовых взлётно-посадочных полос). Увеличены запас топлива и боевая нагрузка (до 2,5 т).

Серийно выпускались также двухместные учебно-боевой самолёт Су-7У и на его базе — Су-7БМК и Су-7УМК (экспортные).

С-22И (рис. 6) — экспериментальный самолёт с крылом изменяемой в полёте стреловидности; построен на базе Су-7БМ и испытан в 1966. Это первый самолёт в СССР с таким крылом; в последующие годы на его основе создано несколько серийных модификаций, в том числе семейство самолётов Су-17.

Су-17М4 — одноместный истребитель-бомбардировщик с крылом изменяемой в полёте стреловидности. Предназначен для поражения наземных, надводных и воздушных целей и для ведения комплексной воздушной разведки. Вооружение — встроенные пушечные установки калибра 30 мм, а на 10 точках подвески: бомбы массой от 100 до 500 кг, контейнеры малогабаритных боевых элементов, неуправляемые авиационные ракеты калибра от 57 до 370 мм, контейнерные подвижные пушечные установки калибра 23 мм, управляемые ракеты «воздух — поверхность» с лазерным наведением, управляемые ракеты «воздух — радиолокационная станция» и управляемые ракеты «воздух—воздух» с тепловыми головками самонаведения (ГСН).

Тб-1 — опытный двухместный (лётчик и штурман) маловысотный штурмовик с двумя маршевыми и четырьмя подъёмными двигателями, обеспечивающими укороченный взлёт и посадку. Самолёт цельнометаллической конструкции с высоким расположением крыла трапецевидной формы; носовая часть обычной конструкции, центральная и хвостовая — с применением панелей с продольным и поперечным набором («вафельной» конструкции), чем объясняется прямоугольное сечение фюзеляжа. На его базе был создан фронтальной бомбардировщик Су-24 с крылом изменяемой в полёте стреловидности (серийный).

Су-24МК (рис. 7) — экспортная модификация самолёта Су-24 с двумя турбореактивными двигателями АЛ-21Ф-3А. Предназначен для ведения боевых действий в простых и сложных метеоусловиях, днём и ночью, в том числе на малых высотах, при ручном и автоматическом управлении. Навигационное оборудование обеспечивает точность и надёжность самолётовождения и возможность вести боевые действия с выходом в район цели в режиме автономной навигации по запрограммированному маршруту. Самолёт оборудован системой дозаправки топливом в полёте, способен действовать с грунтовых взлётно-посадочных полос. Вооружение — встроенная пушка калибра 23 мм и на восьми точках подвески: бомбы массой от 100 до 1500 кг, контейнеры малогабаритных боевых элементов и разовые бомбовые кассеты; управляемые ракеты «воздух — поверхность» с лазерным и телевизионным наведением и наведением для подавления радиолокационных станций противника; управляемые ракеты «воздух — воздух» с тепловыми головками самонаведения; неуправляемые авиационные ракеты калибра от 57 до 370 мм; три подвижные пушечные установки калибра 23 мм. Максимальная боевая нагрузка 8 т. Строился серийно.

Су-25 (1975) — одноместный цельнометаллический штурмовик с двумя турбореактивными двигателями (в серии — Р-95Ш), предназначенный для непосредственной поддержки сухопутных

войск. Простота пилотирования, высокая манёвренность, относительно высокая тяговооружённость позволяют Су-25 поражать цели с первого захода. Выживаемость обеспечивается комплексом конструктивных мер. Вооружение на 10 точках подвески: бомбы массой от 100 до 500 кг, контейнеры малогабаритных боевых элементов; управляемые ракеты «воздух — поверхность» с лазерным наведением и управляемые ракеты «воздух — воздух» с тепловыми ГСН; неуправляемые авиационные ракеты калибра от 57 до 370 мм; подвижные пушечные установки калибра 23 мм. Одна пушка встроенная. Максимальная боевая нагрузка 4,4 т. Самолёт строится серийно и поставляется на экспорт (рис. 8).

Семейство Су-25 включает также варианты для летной подготовки: двухместный учебно-боевой самолёт Су-25УБ, двухместный учебно-тренировочный самолёт начального обучения Су-25УТ и его корабельный вариант Су-2БУТГ.

Второе направление в деятельности ОКБ — истребители-перехватчики. Су-1 с поршневым двигателем М-105П с двумя турбокомпрессорами — первый истребитель ОКБ. Су-1 — низкоплан смешанной конструкции: фюзеляж типа монокок и киль деревянные; однолонжеронное крыло и горизонтальное оперение цельнометаллические; элероны, рули высоты и направления металлические с полотняной обшивкой. Крыло снабжено отклоняемыми посадочными щитками. Центроплан выполнен заодно с фюзеляжем, консоли крыла — отъёмные. Водяной радиатор размещён наклонно за кабиной лётчика, что значительно уменьшило лобовое сопротивление. Пушка расположена в развале двигателя, а над ним — два синхронных пулемета. Одновременно строился истребитель Су-3, который отличался уменьшенными размахом и площадью крыла. Несмотря на большую работу, проведённую по доводке турбокомпрессоров, их недостатки устранить не удалось, и работы по самолётам Су-1 и Су-3 были прекращены.

Су-5 — опытный одноместный истребитель с основным поршневым двигателем ВК-107А, от которого отбиралась мощность и для привода компрессора вспомогательного реактивного двигателя конструкции Центрального института авиационного моторостроения, который использовался как ускоритель. Низкорасположенное однолонжеронное крыло средней толщины цельнометаллическое со щитками и элеронами. Фюзеляж монококовой конструкции; нерегулируемый стабилизатор и киль установлены над фюзеляжем. В носовой части в развале двигателя размещалась пушка НС-23, над двигателем — два синхронных пулемёта УБ (УБС). Лётчик был защищён стальной бронеспинкой и заголовником из бронестекла. На заводских испытаниях Су-5 при взлётной массе 3804 кг с включением вспомогательного двигателя на высоте 7800 м показал скорость 810 км/ч, потолок 12050 м. Серийно не строился, так как успешное развитие «чисто» реактивных двигателей делало комбинированные силовые установки применённого типа неперспективными.

Т-3 — одноместный истребитель-перехватчик с турбореактивным двигателем АЛ-7Ф-1 и треугольным крылом. Крыло трёхбалочной схемы, с передней и задней стенками, со стреловидностью 60° по передней кромке, снабжено элеронами и щитками-закрылками. Горизонтальное оперение цельноповоротное, стреловидное. Фюзеляж полумонококовой конструкции, снабжён четырьмя воздушными тормозными щитками; воздухозаборник нерегулируемый, над ним — носовой конус с радиолокатором. На различных модификациях самолёта Т-3 отрабатывались: осесимметричный воздухозаборник с регулируемым центральным телом большого диаметра; боковые секторные воздухозаборники, в которых радиопрозрачная носовая часть самолёта являлась одновременно первой ступенью конуса воздухозаборника (дальнейшее сжатие потока осуществлялось в регулируемом секторном заборнике); воздухозаборник с неподвижным центральным телом (регулирование с помощью створок перепуска) и т. д. На самолёте Т-43-1 (или Т-431) исследовались аэродинамические характеристики. Впервые в практике мирового самолётостроения были применены створки перепуска воздуха с двухсторонним отклонением, обеспечивающие устойчивую работу двигателя на всех режимах полёта; конус воздухозаборника подвижный, с центральным телом, двухскачковый. Вооружение — четыре управляемые ракеты «воздух — воздух». На самолётах Т-

405 и Т-431 в 1959—1962 установлено четыре мировых рекорда скорости и высоты полёта.

Су-9 (рис. 9) создан на базе Т-3 — первый в СССР принятый на вооружение истребитель-перехватчик, являвшийся составной частью единого комплекса перехвата авиации ПВО, включавшего самолётную бортовую систему управления оружием, оружие (четыре управляемые ракеты «воздух — воздух») и наземную систему целеуказания и наведения. Задача: перехват воздушных целей, летящих на высоте до 20 км в простых и сложных метеоусловиях днём и ночью. В 1958 запущен в массовое производство. С 1959 серийно выпускался учебно-боевой истребитель-перехватчик Су-9У.

Су-11 — дальнейшее развитие комплекса перехвата Су-9. Повышена максимальная высота поражения целей (до 23 км), увеличены дальности обнаружения целей и пуска ракет и т. д. Создан в 1959.

П-1 — опытный двухместный реактивный истребитель-перехватчик — первый отечественный самолёт с боковыми регулируемыми воздухозаборниками. Крыло трёхбалочное треугольной формы в плане. Фюзеляж полумонококовый. Вооружение — 50 неуправляемых реактивных снарядов калибра 70 мм, две пушки, две управляемые ракеты «воздух — воздух». Лётные испытания были прекращены из-за отсутствия запроектированного турбореактивного двигателя.

Су-15 — истребитель-перехватчик с двумя турбореактивными двигателями с форсажной камерой Р11Ф2С-300. Впервые в отечественной практике применены боковые плоские сверхзвуковые воздухозаборники. Радиолокационная станция с увеличенной дальностью обнаружения и захвата целей, расположенная в носовой части фюзеляжа, обеспечивает перехват целей как в задней, так и в передней полусферах. Вооружение (ракеты «воздух — воздух», пушки) размещается на шести точках подвески. Су-15 — первый в СССР высотный истребитель-перехватчик с диапазоном высот применения от 0,5 до 23 км, он может перехватывать цели, движущиеся со скоростями от 500 до 2000 км/ч. Система автоматического управления самолётом обеспечивает полную (без вмешательства лётчика) автоматизацию полёта, включая взлёт и заход на посадку. Создан в 1963. Самолёт имеет несколько серийных модификаций: Су-15УТ (учебно-тренировочный), Су-15ТМ, Су-15БИС и т. д.

Т-58ВД — одноместный экспериментальный самолёт с комбинированной силовой установкой, состоящей из двух маршевых и трёх подъёмных турбореактивных двигателей; предназначался для исследований взлёта и посадки на бетонированных и грунтовых взлётно-посадочных полосах при использовании двигателей вертикальной тяги и изучения возможности дальнейшего их применения на перспективных самолётах укороченного взлёта и посадки. Самолёт представлял собой среднеплан с крылом треугольной формы, боковыми воздухозаборниками и стреловидным оперением. Подъёмные турбореактивные двигатели установлены под небольшим углом в центральной части фюзеляжа и снабжены двумя ковшеобразными воздухозаборниками и управляемыми створками-лопатками на выходе. Лётные испытания проводились в 1966—1967.

Су-27 (рис. 10) — цельнометаллический истребитель интегральной схемы с двумя турбореактивными двигателями АЛ-31Ф. Имеет электродистанционную систему управления, позволяющую получить оптимальную «неустойчивость» самолёта; автоматически отклоняющуюся механизацию передней и задней кромок крыла; автоматическую систему ограничения допустимого угла атаки и предельной перегрузки в процессе пилотирования; воздухозаборники, обеспечивающие устойчивую работу двигателей на любых углах атаки и во всём диапазоне скоростей полёта и имеющие защиту от попадания в двигатель посторонних предметов; лёгкую, прочную и технологичную конструкцию с применением титановых сплавов. Система управления вооружением — импульсно-доплеровская радиолокационная станция со способностью поиска и сопровождения целей на фоне земли и оптико-электронный локатор с наשלемной системой целеуказания. Вооружение — пушка калибра 30 мм и до 10 ракет «воздух — воздух» (ракеты ближнего боя с ИК ГСН, ракеты средней дальности с полуактивной радиолокационной ГСН или пассивной ИК ГСН, ракеты увеличенной дальности с полуактивной

радиолокационной ГСН). Су-27 — первый в мире самолёт, на котором продемонстрирована новая фигура высшего пилотажа — «кобра Пугачёва» (названа по имени *В. Г. Пугачёва*); при выполнении этой фигуры машина движется вперёд с углом атаки  $120^{\circ}$  — практически вперёд двигателями. В 1986—1988 на рекордном варианте этого самолёта (П-42) установлено 27 мировых рекордов скороподъёмности и высоты горизонтального полёта. На базе Су-27 выпускаются двухместный учебно-боевой истребитель Су-27УБ для переподготовки лётчиков, обладающий всеми боевыми возможностями одноместного истребителя, и корабельный истребитель Су-27К.

Третье направление в деятельности ОКБ — бомбардировщики и тяжёлые экспериментальные самолёты, среди которых можно выделить УТБ-2 (рис. 11) и Т-4 (рис. 12 и рис. в таблице ХХІХ).

УТБ-2 — учебно-тренировочный бомбардировщик с двумя поршневыми двигателями АИШ-21 и двухлопастными воздушными винтами ВИШ-111 — первый самолет ОКБ такого класса, строившиеся серийно. УТБ-2 спроектирован и построен на базе серийного самолёта Ту-2 цельнометаллической конструкции. Трапециевидное крыло (с одним главным и двумя вспомогательными лонжеронами) состоит из центроплана (соединённого неразъёмно с фюзеляжем) и двух отъёмных консолей, снабжено простыми (не выдвижными) взлётно-посадочными щитками. Задание на проектирование было выдано в связи с острой необходимостью иметь на вооружении учебно-тренировочный бомбардировщик, который могли бы освоить лётчики невысокой квалификации. УТБ-2 заменил устаревшие самолёты УСБ и Пе-2У. Основное внимание уделено экономичности, лёгкости управления и простоте в эксплуатации. Взлётная масса 6546 кг; скорость полёта у земли 352 км/ч, на высоте — 380 км/ч. Максимальная дальность полёта 950 км. Экипаж состоял из пилота, штурмана, стрелка и обучаемого. Вооружение — 200 кг бомб и пулемёт УБ (УБТ). Самолёт строился серийно и находился на вооружении ВВС.

Т-4 («100») — дальний сверхзвуковой ударный самолёт с четырьмя турбореактивными двигателями РДЗ6-41. На самолёте впервые применена и отработана система (с четырёхкратным резервированием) электродистанционного управления аэродинамическими рулевыми поверхностями (элефонами), обеспечивающая необходимые характеристики самолёта с малой степенью устойчивости в продольном путевом каналах. При проектировании выбрана схема «бесхвостка» с трапециевидным крылом малой относительной толщины и передним горизонтальным оперением, работавшим в режиме триммера. На кабине экипажа отсутствует выступающий фонарь; в крейсерском режиме полёта носовая часть фюзеляжа (до кабины) поднята, полёт осуществляется по приборам; на взлёте и посадке для обеспечения обзора носовая часть отклоняется вниз вместе с РЛС. Лётчик и штурман размещаются друг за другом; закабинный отсек оборудования имеет «коридор», дающий возможность лёгкого подхода ко всем блокам радиоэлектронного комплекса. Главные стойки шасси, размещённые в мотогондоле, — многоколёсные (по восемь колёс на каждой). Принята «пакетная» схема размещения двигателей под крылом. Впервые в СССР был применён воздухозаборник смешанного сжатия. Самолёт был оборудован новейшими навигационными и пилотажными комплексами с применением бортовой ЦВМ, которые обеспечивали эксплуатацию самолёта в любых метеорологических условиях и в любое время суток. Основным режимом самолёта Т-4 — длительный полёт с большой (3200 км/ч) сверхзвуковой скоростью на высоте более 20 км. Дальность полёта — 4000 км. Конструкция самолёта в таком полёте, особенно передние кромки крыла и оперения, подвергаются в течение длительного времени высокому аэродинамическому нагреванию. В связи с этим в качестве конструкционных материалов выбраны титан и высокопрочная нержавеющая сталь, что дало ощутимый выигрыш в весовой эффективности самолёта. В процессе производства была отработана сварка титана. Самолёт проходил лётные испытания, но серийно не строился.

Новое направление в деятельности ОКБ — спортивная авиация. Су-26 — одноместный спортивно-пилотажный самолёт с поршневым двигателем М-14Р; имеет большую энерговооружённость в сочетании с оптимальной нагрузкой на крыло и отличную управляемость, позволяющие выполнять комплексы фигур высшего пилотажа любой сложности; предназначен для

акробатического пилотажа, тренировок и участия в международных соревнованиях лётчиков-спортсменов экстракласса. Су-26 — свободнонесущий моноплан со средним расположением крыла. Крыло отличается отсутствием поперечного набора и включает два лонжерона из углепластика и обшивку из трёхслойного стеклопластика с пенопластиковым наполнителем; аналогичная конструкция и у оперения. Неубирающееся шасси рессорного типа. Каркас фюзеляжа сварен из стальных высокопрочных нержавеющей труб, обшивка — стеклопластик.

Су-26М (в серии Су-26, см. рис. 13) — модифицированный самолёт с поршневым двигателем М-14П; изменены профили крыла и хвостового оперения, обводы фюзеляжа, фонаря и киля, капот двигателя; между фюзеляжем и крылом введён зализ. Конструкция крыла и оперения — набор нервюр и лонжеронов, вся обшивка — из композиционных материалов (углепластиков, органопластиков). Первый советский самолёт, поставлявшийся в США (Су-26МХ).

Многие самолёты ОКБ имени П. О. Сухого строились крупными сериями. В производстве и на вооружении они находились длительное время, например, самолёты типа Су-7 (25 лет). Развитие и совершенствование самолётов Су обеспечиваются максимальной преемственностью в производстве и эксплуатации, высоким ресурсом и повышением безопасности полётов.

*Лит.:* Развитие авиационной науки и техники в СССР, М., 1980; Шавров В. Б., История конструкций самолетов в СССР. 1938—1950, 2 изд., М., 1988.

*Н. Т. Гордюхов.*

Таблица 1 — Самолёты Машиностроительного завода имени П. О. Сухого (с поршневыми двигателями).

Основные данные	«Иванов» (АНТ-51)	ББ-1	Су-2	Су-2	Су-6 (СА)	Су-6 (С-2А)	Су-6	Су-8**	Су-26М
Первый полёт, год	1937	1938	1940	1941	1941	1943	1944	1944	1985
Начало серийного производства, год	-	1939	1940	1941	-	-	-	-	1985
Число, тип и марка двигателей	1 ПД М-62	1 ПД М-87А	1 ПД М-88Б	1 ПД М-82	1 ПД М-71	1 ПД М-71Ф	1 ПД М-42	2 ПД М-71Ф	ГПД М-14П
Мощность	603	699	809	1250	1470	1620	1470	1620	265

двигателя, кВт									
Длина самолёта, м	9,915	10,25	10,25	10,46	9,243	9,243	9,5	13,58	6,82
Размах крыла, м	14,37	14,3	14,3	14,3	13,58	13,58	13,58	20,5	7,8
Площадь крыла, м <sup>2</sup>	28,99	29	29	29	26	26	28,6	60	11,8
Взлётная масса, т	3,653*	4,03	4,345	4,7	5,25	5,534	6,2	12,413	0,78
Масса пустого самолёта, т	2,603	2,816	2,97	3,22	3,727	4,11	4,37	9,168	-
Максимальная дальность полёта, км	1480	1160	1190	1100	576	972	790	1500	895
Максимальная скорость полёта, км/ч	403	468	468	486	527	514	521	552	450
Практический потолок, км	7,44	8,8	9	8,4	7,6	8,1	8	9	9
Экипаж	2	2	2	2	1	2	2	2	4

аж, чел.									
-------------	--	--	--	--	--	--	--	--	--

\* Для варианта разведчика. \*\* Расчётные данные.

Табл.2 — Самолёты Машиностроительного завода имени П. О. Сухого (с реактивными двигателями)

Основны е данн ые	Су-9	Су-11	Су-7	Су-9	Су-15	Су-25	Су-24МК	Су-27	Су-17М4
Перв ый полёт, год	1946	1947	1955	1956	1963	1978	1977	1977	1979
Начал о серий ного произ водст ва, год	-	-	1957	1958	1965	1978	1978	1981	1982
Число , тип и марка двига телей	2 ТРД РД-10	2 ТРД ТР-1	1 ТРДФ АЛ- 7Ф-1	1 ТРДФ АЛ- 7Ф-1	2 ТРДФ Р11Ф 2С- 300	2 ТРД Р- 95Ш	2 ТРДФ АЛ- 21Ф- 3А	2 ТРДД 4 АЛ- 31Ф	1 ТРДФ АЛ- 21Ф-3
Тяга двига теля, кН	8,83	12,7	94,1	94,1	60,8	44,1	110	123	110
Длин а самол ёта, м	10,54 6	10,54 6	18,05 5	18,05 5	21,44	15,36	24,53	21,94	19,01
Высо та самол ёта, м	-	-	4,99	4,82	5	4,8	4,97	5,93	4,97
Разма х крыла , м	11,8	11,8	9,309	8,536	8,616	14,36	10,36 и 17,63 *	14,7	10,04 и 13,7*
Площ	22,2	22,2	34	34	34,56	30,1	51,02	62	34,5 и

ады крыла, м <sup>2</sup>							4 и 55,16*		38,5*
Взлётная масса, т:									
нормальная	-	-	13,6	11,422	16,52	14,53	36	22	16,4
максимальная	6,1	6,35	13,83	12,515	17,35	17,53	39,7	30	19,5
Масса пустого самолёта, т	4,466	4,495	8,37	7,675	10,22	-	-	-	10,8
максимальная дальность полёта, км	1200	900	1875**	1800	1550	1250**	560**	4000	2300**
Максимальная, скорость полёта, км/ч	885	940	2120	2120	2230	970	1400	2500	1850
Практический потолок, км	12,8	13	-	20	18,5	7	-	18	-
Экипаж, чел.	1	1	1	1	1	1	2	1	1

Для сложенного и развёрнутого крыла. \*\* С подвесными топливными баками, и боевой нагрузкой.  
\*\*\* Радиус действия.

Рис. 1. Эмблема самолётов марки Су.

Рис. 2 Су-2 с ПД М-82.

Рис. 3 Су-6 (С-2А).

Рис. 4 Су-9 (1946)

Рис. 5. Су-7БМ.

Рис. 6. С-22И.

Рис. 7. Су-24МК.

Рис. 8. Су-25.

Рис. 9. Су-9 (1956).

Рис. 10. Су-27.

Рис. 11 УТБ-2.

Рис. 12. Т-4.

Рис. 13 Су-26.

Истребитель-бомбардировщик Су-7БМ.

Фронтальной бомбардировщик Су-24 с крылом изменяемой в полёте стреловидности.

Штурмовик Су-25.

Истребитель-перехватчик Су-9 (1956).

Истребитель Су-27.

**сублимация** (от латинского *sublimo* — возношу) — переход вещества при нагревании из твёрдого состояния непосредственно в газообразное, минуя жидкую фазу. С. происходит при *абляции* некоторых теплозащитных материалов, например, графита, используемых в конструкции гиперзвуковых летательных аппаратов. С. протекает лишь при давлении ниже давления так называемой тройной точки, определяемой диаграммой состояния вещества. Для воды это давление составляет приблизительно 600 Па, для графита — 10,5 МПа. Под температурой С. в покоящейся среде обычно понимают температуру, при которой давление насыщенных паров вещества равно давлению окружающей среды. Температура С. графита при нормальном давлении около 4000 К. Температура С. материала, обтекаемого потоком газа, зависит не только от давления, но также от мощности теплового потока, состава газа и химического взаимодействия паров с потоком газа.

**суборбитальный полёт** — полёт космического летательного аппарата или гиперзвукового самолёта по *баллистической траектории* со скоростью меньшей 1-й космической, то есть без выхода на орбиту искусственного спутника Земли. С. п. состоит из *активного участка 1* (см. рис.) полёта летательного аппарата при работающих двигателях (разгон с набором высоты), участка 2 полёта летательного аппарата по баллистической траектории, участка 3 торможения летательного аппарата в плотных слоях атмосферы и спуска. В 1960—1970 С. п. совершались на гиперзвуковом самолёте Х-15 (США). Максимальная скорость С. п. соответствовала *Маха числу* полёта  $M_{\infty} \approx 7$ , высота до 100 км.

**Схема суборбитального полёта.**

**субстратостат** — пилотируемый свободный *аэростат* с открытой *гондолой*. С. используются для подъёма на высоту 7—12 км научной аппаратуры, для испытаний снаряжения и прыжков с парашютом. Объём оболочки от 2200 до 6000 м<sup>3</sup>. Наполняются водородом. Конструкция С. практически не отличается от конструкции спортивных свободных аэростатов. Стартовый объём оболочки С. составляет от 30 до 50% объёма на максимальной высоте подъёма, что затрудняет его

снаряжение и запуск. Старт проводится при скорости ветра не более 8 м/с. В качестве гондолы обычно используется плетёная каркасированная корзина. При подъёмах на высоту более 4 км применяются индивидуальные кислородные приборы.

В СССР полёты на С. проводились продолжительностью до 2—3 ч. 27 апреля 1949 на С. «СССР ВР-79» объёмом 2650 м<sup>3</sup> П. П. Полосухин и А. Ф. Крикун установили всесоюзный рекорд высоты прыжка — 11668 м. 25—28 октября 1950 на том же С. советские аэронавты С. А. Зиновеев, С. С. Гайгеров и М. М. Кирпичёв совершили полёт из Москвы в Казахстан, пролетев по прямой за 84 ч около 4 тысяч км на высотах от 150 до 5600 м.

См. рис. к статье *Аэростат*.

**Судец** Владимир Александрович (1904—1981) — советский военачальник, маршал авиации (1955), Герой Советского Союза (1945). В Советской Армии с 1925. Окончил военно-техническую школу ВВС (1927), школу лётчиков (1929), курсы усовершенствования комсостава при Военно-воздушной академии РККА имени профессора Н. Е. Жуковского (1933; ныне Военно-воздушная инженерная академия имени профессора Н. Е. Жуковского), Высшую Военную академию (1950; позже Военная академия Генштаба Вооружённых Сил СССР). Участник советско-финляндской и Великой Отечественной войн. В ходе войны был командиром авиакорпуса, командующим ВВС армии, командующим ВВС Приволжского военного округа, командующим воздушной армией. После войны начальник главного штаба и заместитель главнокомандующего ВВС (1946—1949), командующий Дальней авиацией (1955—1962), главнокомандующий войсками ПВО и заместитель министра обороны СССР (1962—1966). С 1966 в Группе генеральных инспекторов МО СССР. Депутат ВС СССР (в 1962—1966). Награждён 4 орденами Ленина, орденом Октябрьской Революции, 5 орденами Красного Знамени, орденами Суворова 1-й и 2-й степени, Кутузова 1-й степени, Красной Звезды, «За службу Родине в Вооружённых Силах СССР» 3-й степени, медалями, а также иностранными орденами.

Лит.: Красовский С., Маршал авиации В. А. Судец, «ВИЖ», 1974, №10.

**В. А. Судец.**

**сужение крыла** — отношение  $\{\eta\}$  длины  $b_0$  центральной хорды крыла к длине  $b_k$  концевой хорды:  $\{\eta\} = b_0/b_k$ . Аналогично определяется для любой несущей поверхности. Обычно  $\{\eta\} > 1$ , в некоторых специальных случаях встречаются несущие поверхности с  $\{\eta\} < 1$ . В иностранной литературе чаще используется обратное сужение  $\{\eta\}_1 = 1/\{\eta\}$ . При дозвуковых скоростях полёта для крыльев трапецевидной формы в плане увеличение  $\{\eta\}$  при сохранении удлинения крыла и угла стреловидности по линии 1/2 хорд приводит к незначительному уменьшению несущих свойств крыла. Поэтому выбор  $\{\eta\}$  для крыльев дозвуковых самолётов в основном определяется конструктивными соображениями и характеристиками продольной устойчивости. Увеличение  $\{\eta\}$  позволяет разгрузить концевые части крыла, уменьшить изгибающий момент в корневом сечении и снизить массу крыла. У пассажирских дозвуковых самолётов  $\{\eta \cong\} 3$ . При сверхзвуковых скоростях влияние  $\{\eta\}$  на несущие свойства крыльев может быть значительным.

**«Суиссэр»** (Swissair) — авиакомпания Швейцарии. Осуществляет перевозки в страны Западной Европы, Африки, Южной Америки, Дальнего Востока, а также в Россию, США, Канаду. Основана в 1931. В 1989 перевезла 8,6 миллионов пассажиров, пассажирооборот 15,46 миллиардов пассажиро-км. Авиационный парк — 55 самолётов.

**суперкритический профиль** — то же, что *сверхкритический профиль*.

**«Супермарин»** (Supermarine Aviation Works, Ltd) — самолётостроительная фирма Великобритании. Основана в 1912, указанное название получила в годы Первой мировой войны, в 1928 стала дочерней компанией авиационной фирмы «Виккерс», вместе с которой в 1938 перешла под

контроль кораблестроительного и промышленного концерна «Виккерс-Армстронг», авиационные предприятия которого в 1960 вошли в состав «*Бритиш эркрафт корпорейшен*». Фирма выпускала гидросамолёты и летающие лодки, в том числе «Сигалл» (первый полёт в 1921), «Саутхемптон» (1925), «Скапа» (1935), «Уолрус» (1933), «Си оттер» (1938); палубные реактивные истребители «Аттакер» (1946), «Свифт» (1951), «Симитэр» (1956); гоночные гидросамолёты, в том числе S.4 (1925; см. рис. в таблице XIV), а также побеждавшие в разные годы в соревнованиях на *Шнейдера кубок* «Си лайон» II (1922), S.5 (1927), S.6 (1929) и S.6B (1931). Фирма выпускала один из основных истребителей ВВС Великобритании периода Второй мировой войны — «Спитфайр» (1936, построено свыше 20 тысяч более чем 30 вариантов; состоял на вооружении в 1938—1954, см. рис. в таблице XIX), на основе которого были разработаны истребители «Сифайр», «Спайтфул» и «Сифанг». Основные данные некоторых самолётов фирмы приведены в таблице.

Таблица — Самолёты фирмы «Супермарин».

Основные данные	Истребители		Палубные истребители-бомбардировщики		Истребитель-разведчик «Свифт» FR.5
	«Спитфайр» IX	«Спитфайр» XIV	«Аттакер» F.V.Mk.2	«Симитэр» F.1	
Первый полёт, год	1942	1944	1952	1956	1955
Число и тип двигателей	1 ПД	1 ПД	1 ТРД	2 ТРД	1 ТРДФ
Мощность двигателя, кВт	1170	1530	-	-	-
Тяга двигателя, кН	-	-	22,8	50	42
Длина самолёта, м	9,64	9,96	11,43	16,9	12,6
Высота самолёта, м	3,48	3,86	3,02	4,65	4,11
Размах крыла, м	11,22	11,22	11,25	11,33	9,85
Площадь крыла, м <sup>2</sup>	22,5	22,5	21	18,14	28,4
Взлётная масса, т:					
нормальная	3,29	-	5,58	-	7,5
максимальная	3,41	3,85	7,88	18,14	9,71
Масса пустого	2,53	-	4,5	-	-

самолёта, т					
Боевая нагрузка, т	0,85	-	0,91	1,8	-
Максимальная скорость полёта, км/ч	650	720	945	1140	1100
Максимальная дальность полёта, км	700	1370	950	-	770
Потолок, м	12200	12200	13725	-	13000
Экипаж, чел.	1	1	1	1	1
Вооружение:					
пулемёты	4X7,62 мм	4X7,62 мм	-	-	-
пушки	(2—4) X20 мм	2X20 мм	4X20 мм	4X30 мм	2X30 мм
ракеты	-	-	12 неуправляемых авиационных ракет	96 неуправляемых авиационных ракет и 2 управляемые ракеты	8 неуправляемых авиационных ракет

**Супрун** Степан Павлович (1907—1941) — советский лётчик-испытатель, подполковник, дважды Герой Советского Союза (1940, 1941, посмертно). В Красной Армии с 1929. Окончил школу младших авиационных специалистов (1930), Смоленскую военную школу лётчиков (1931). Служил в частях ВВС (до 1933), работал лётчиком-испытателем в НИИ ВВС (до 1941). Проводил испытания многих самолётов (ЛаГГ-3, МиГ-1 и других). Участник боёв с японским милитаристами в Китае (1939—1940). Участник Великой Отечественной войны. В июне 1941 командир истребительного авиаполка. За умелое командование полком и личную отвагу в боях первым в войне награждён 2-й медалью «Золотая Звезда». Погиб в воздушном бою. Депутат ВС СССР с 1937. Награждён 2 орденами Ленина, медалями, а также иностранным орденом. Бронзовый бюст в г. Сумы.

*Лит.:* Вишенков С. А., Дважды Герой Советского Союза С. П. Супрун, М., 1956; Гриченко И. Т., Головин Н. М., Полет в бессмертие, в их кн.: Подвиг, 3 изд., Харьков, 1983.

**С. П. Супрун.**

**Суранов** Александр Степанович (р. 1913) — советский конструктор авиационного автоматического оружия. Окончил Московский вечерний машиностроительный институт (1951). С 1935 в КБ.

В годы Великой Отечественной войны участвовал (вместе с *А. Э. Нудельманом* и другими) в разработке авиационных пушек НС-23, НС-37, НС-45. Государственная премия СССР (1943, 1946). Награждён орденами Ленина, Отечественной войны 1-й степени, Трудового Красного Знамени, Дружбы народов, Красной Звезды, медалями.

**А. С. Суранов.**

**сурдокамера** (от латинского *surdus* — глухой) — герметичное помещение со звуконепроницаемыми стенками, внутренняя поверхность которого обеспечивает минимальное отражение акустических сигналов. С. используется в авиационно-космической медицине при отборе и подготовке лётчиков и космонавтов. В С. исследуются пороги слуха у человека, его устойчивость к изоляции, оценивается эффективность шумозащитных средств для лётного и инженерно-технического состава и определяется качество электроакустических преобразователей, входящих в радиопереговорные системы.

**Сухой** Павел Осипович (1895—1975) — советский авиаконструктор, доктор технических наук (1940), дважды Герой Социалистического Труда (1957, 1965). После окончания МВТУ (1925) работал в КБ А. Н. Туполева — в Центральном аэрогидродинамическом институте и на заводе №156 (инженер-конструктор, начальник бригады, заместитель главного конструктора). В этот период С. под общим руководством Туполева созданы истребители И-4, И-14, рекордные самолёты АНТ-25 и АНТ-37бис «Родина» (см. статью *Ту*). Принимал участие в конкурсной разработке самолёта «Иванов» закончившейся созданием боевого многоцелевого самолёта Су-2, применявшегося впервые годы Великой Отечественной войны. В 1939—1940 главный конструктор на заводе в Харькове, в 1940—1949 — главный конструктор КБ, базировавшегося на ряде заводов в Подмоскowie и Москве, одновременно директор этих заводов. В 1949—1953 — снова заместитель главного конструктора в КБ Туполева. С 1953 — главный конструктор вновь воссозданного своего КБ, с 1956 генеральный конструктор. В послевоенные годы С. был в ряду первых советских авиаконструкторов, возглавивших работы в области реактивной авиации, создав несколько опытных реактивных истребителей. После воссоздания КБ под его руководством разработан ряд серийных боевых машин, в числе которых истребитель Су-7 со скоростью полёта, вдвое превысившей скорость звука, истребители-перехватчики Су-9, Су-11, Су-15, истребители-бомбардировщики Су-7Б с лыжным и колёсно-лыжным шасси для базирования на грунтовых аэродромах и Су-17 с изменяемой в полёте стреловидностью крыла, фронтовой бомбардировщик Су-24, штурмовик Су-25 и другие самолёты. На экспериментальных самолетах Т-431 и Т-405 конструкции С. установлены два мировых рекорда высоты (1959, 1962), два мировых рекорда скорости полёта по замкнутому маршруту (1960, 1962). Под руководством С. впервые созданы отделяемая (с помощью пороховой катапульты) носовая часть фюзеляжа с гермокабиной лётчика, створки перепуска воздуха с двусторонним отклонением, обеспечивающие устойчивую работу двигателя на всех режимах полёта, боковые секторные сверхзвуковые регулируемые воздухозаборники; система управления самолётом на необратимых бустерах. На экспериментальном самолёте Т-4, рассчитанном на скорость полёта, втрое превышающую скорость звука, впервые в СССР были широко использованы титан и высокопрочная нержавеющая сталь, а также применена электродистанционная система управления самолётом. Под руководством С. была начата разработка высокоманёвренного истребителя Су-27 с интегральной аэродинамической компоновкой, с успехом демонстрировавшегося на многих международных авиационных выставках 80-х гг. Золотая медаль имени А. Н. Туполева (1975, посмертно). Депутат ВС СССР в 1958—1974. Ленинская премия (1968), Государственная премия СССР (1943, 1975, посмертно). Награждён 3 орденами Ленина, орденами Октябрьской Революции, Трудового Красного Знамени, Красной Звезды, «Знак Почёта», медалями. Имя С. присвоено машиностроительному заводу в Москве. См. *Су*.

*Лит.:* Кузьмина Л., Генеральный конструктор П. Сухой, М., 1983.

**П. О. Сухой.**

**Сухомлин** Иван Моисеевич (р. 1911) — советский лётчик-испытатель, полковник, Герой Советского Союза (1971), заслуженный лётчик-испытатель СССР (1960), заслуженный мастер спорта СССР (1960). В Советской Армии с 1928. Окончил Ленинградскую военно-теоретическую школу (1928), Борисоглебскую авиационную школу (1930), школу морских лётчиков (1931), Военно-воздушную академию РККА имени профессора Н. Е. Жуковского (1941; ныне Военно-воздушная инженерная академия имени профессора Н. Е. Жуковского). Участник Великой Отечественной войны. Работал в НИИ авиации ВМФ. Испытывал морские самолёты И. В. Четверикова (Че-2), Т. М. Бериева (Бе-4, МБР-7), морские и сухопутные самолёты А. Н. Туполева (АНТ-44, установил на нём 6 мировых рекордов; Ту-114, установил 11 мировых рекордов и др.). Виды испытаний: *флаттер*, *бафтинг*, критические режимы, *сваливание*, взлёт с отказом двигателя. Награждён 3 орденами Ленина, 4 орденами Красного Знамени, 2 орденами Отечественной войны 1-й степени, 2 орденами Красной Звезды, медалями.

И. М. Сухомлин.

**схема самолёта** — то же, что *аэродинамическая схема*.

**счётчик ресурса** — прибор, устройство или измерительная система, обеспечивающие определение количественной меры *усталости*, накопленной в конструкции при воздействии на неё переменных нагрузок. Главные элементы любого **С. р.**: измеритель изменяющегося во времени так называемые параметра нагруженности (или совокупности параметров), используемого в качестве фактора, определяющего накопление усталости; преобразователь, превращающий временную реализацию переменной нагруженности в меру усталости; накопитель-индикатор, фиксирующий накопленную меру усталости. Для оценки усталости конструкции летательного аппарата используются параметры нагруженности двух типов: совокупность параметров полёта (перегрузка в центре масс летательного аппарата, высота и скорость полёта, масса летательного аппарата, масса топлива и другое) и деформация конструкции. В первом случае измерителями служат бортовые осциллографические и магнитные статистические регистраторы, а также счётчики перегрузок, во втором — различные датчики, устанавливаемые на конструкцию и деформирующиеся совместно с нею.

В преобразователях, как правило, используются вычислительные алгоритмы, составляемые на основе физических и математических моделей накопления усталости. Такая обработка проводится обычно на наземных устройствах. При этом для определения большинства параметров алгоритма используются результаты стендовых и лётных испытаний. Важные характеристики преобразователей — оперативность и полнота обработки поступающей информации — могут быть надёжно обеспечены при выполнении такой обработки непосредственно на борту летательного аппарата. Поэтому наиболее рациональными являются бортовые счётчики, в которых в качестве параметра нагруженности используется деформация конструкции, преобразуемая в меру усталости с помощью бортовой микро-ЭВМ. Такие **С. р.** разрабатывались в СССР и США. В некоторых **С. р.** функции преобразователя и накопителя совмещены в датчике деформации (чувствительном элементе). В частности, в **С. р.**, созданных в СССР и США, мера усталости конструкции связана с накопленным при воздействии переменных деформаций изменением электрической проводимости датчика; в **С. р.**, разработанных в ФРГ, — с изменением отражательной способности поверхности датчика; в испытываемых отечественных **С. р.**, — с числом последовательно разрушившихся за время наблюдения микрообразцов (чувствительных элементов), деформировавшихся совместно с конструкцией. В 70—80-е гг. в связи с расширением использования вычислительной техники, совершенствованием технических средств, перспективой назначения *ресурса* конструкции для каждого экземпляра летательного аппарата (то есть индивидуального ресурса) значение применения **С. р.** существенно возросло.

В. Л. Райхер.

**Сысцов** Аполлон Сергеевич (р. 1929) — советских государственный деятель. Окончил Ташкентский политехнический институт (1962). С 1948 работал на Ташкентском авиационном

заводе, где прошёл путь от рабочего до главного инженера. В 1975—1981 генеральный директор Ульяновского авиационного промышленного комплекса (объединения), с 1981 первый заместитель, а в 1985—1991 министр авиационной промышленности. Государственная премия СССР (1973). Награждён орденами Ленина, Октябрьской Революции, 2 орденами Трудового Красного Знамени.

#### А. С. Сыцов.

**Сычёв** Владимир Васильевич (р. 1924) — советский учёный в области гиперзвуковой аэродинамики. Член-корреспондент АН СССР (1979). После окончания МАИ (1948) работает в Центральном аэрогидродинамическом институте (в 1960—1987 — заместитель начальника института), одновременно с 1954 преподаёт в Московском физико-техническом институте (с 1965 профессор). С 1972 член Национального комитета СССР по теоретической и прикладной механике. Одним из первых разработал метод расчёта обтекания тел вращения гиперзвуковым потоком газа при больших углах атаки и дал эффективные методы расчёта на ЭВМ. Провёл работы по компоновке сверхзвуковых самолётов различного назначения, совместно с ОКБ выполнил экспериментальные исследования по аэродинамике и теплообмену объектов ракетно-космической техники. Премия имени Н. Е. Жуковского (1951, 1961). Награждён 2 орденами Ленина, 2 орденами Трудового Красного Знамени, медалями.

**Соч.:** К теории гиперзвуковых течений газа со скачками уплотнения степенной формы, «Прикладная математика и механика», 1960, т. 24, №3; О ламинарном отрыве, «Изв. АН СССР. Механика жидкости и газа», 1972, №3; Асимптотическая теория отрывных течений, там же, 1982, №2.

#### В. В. Сычев.

**«Сюд Авиасьон»** (Sud-Aviation Soci{t{é}} Nationale de Constructions Aeronautiques) — авиакосмическая фирма Франции. Образована в 1957 в результате слияния двух авиационных фирм (SNCASE и SNCASO), в 1970 вошла в состав фирмы «Аэроспасьаль». Разрабатывала гражданские самолёты и вертолёты. Серийно выпускала пассажирский реактивный самолёт «Каравелла» (создан в 1955 фирмой SNCASE, построено 280 экземпляров, впервые двигатели были размещены по сторонам хвостовой части фюзеляжа; см. рис. в таблице XXXII). В 1962 совместно с фирмой «Бритиш эркрафт корпорейшен» начала разработку сверхзвукового пассажирского самолёта «Конкорд». Фирма занимала ведущее место в Западной Европе в области создания лёгких многоцелевых вертолётов, в частности выпускала вертолёт SE 313 «Алуэт» II (1955, см. рис. в таблице XXXII), производство которых продолжила фирма «Аэроспасьаль».

**Табло сигнальное** — светосигнализатор для выдачи информации экипажу и пассажирам ЛА в виде светящейся надписи или мнемосимвола. Используются для выдачи аварийных, предупреждающих и уведомляющих сигналов. Различают **Т. с.** групповые, включающие несколько сигнальных надписей; секционные, состоящие из одной надписи; универсальные, у которых число надписей и их текст могут меняться по этапам полёта и в зависимости от ситуации (в качестве универсального **Т. с.** могут использоваться *экранные индикаторы*). Сигнальные надписи выполняются цветными светящимися буквами на тёмном фоне. Размеры поля для сигнальной надписи в групповых **Т. с.**, устанавливаемых на *приборных досках* членов экипажа, обычно составляют 20{x}11 мм. **Т. с.** группируются на приборных досках по следующим признакам: категории выдаваемого сигнала (например, аварийные, предупреждающие); принадлежности к одному функциональному комплексу или системе (например, двигателю); одновременности использования (например, при заходе на посадку). На отечественных самолетах **Т. с.** появились в начале 50-х гг.

**Таганрогский авиационный научно-технический комплекс имени Г. М. Бериева** — берёт начало от Центрального конструкторского бюро морского самолётостроения, которое было образовано в 1934 и до 1939 входило в состав Таганрогского авиационного завода № 31 имени Г. Димитрова. В начале 1941 КБ было переведено в г. Кимры Калининской области, а с октября 1941 и до конца

1945 находилось в эвакуации — сначала в Омске, а затем в Красноярске. Предприятие возобновило свою деятельность в Таганроге в 1946 как Государственный союзный опытный завод морского самолётостроения. Указанное название с 1989. О самолётах, созданных на предприятии под руководством *Г. М. Бериева* (имя которого оно носит с 1989) и его преемника *А. К. Константинова*, см. в ст. *Бе*.

**Таганрогское авиационное производственное объединение имени Г. Димитрова** — берёт начало от образованного в 1916 в Таганроге отделения акционерного общества воздухоплавания В. А. Лебедев и К<sup>о</sup>, базировавшегося в Петрограде. В 1917 была начата сборка самолётов («*Лебедь-12*», «*Вуазен*»), однако в годы Гражданской войны завод фактически не работал. Он был восстановлен в 1920 (завод № 10 «*Лебедь*», с 1927 — завод № 31, с 1934 — имени Г. Димитрова), и в 20—30-х гг. строил самолёты различных типов (с преобладанием гидросамолётов) — разведчики *Р-1* (МР-1), *Р-5*, МР-6 (*АНТ-7*), МДР-4 (АНТ-27), МБР-2, КОР-1 (*Бе-2*), МБР-5 (конструктор П. Д. Самсонов), МДР-6 (*Че-2*), бомбардировщик ТБ-3 (АНТ-6), пассажирские самолёты АНТ-9, МП-1, многоцелевые самолёты *Ш-2*, *Су-2*, лицензионные гидросамолёты «Савойя» S-62 (Италия), Консолидейтед РВУ-1 (США) — под названием ГСТ и др. В 1934—39 главным конструктором завода был *Г. М. Бериев*. В разные годы в КБ завода работали *М. Л. Миль*, *В. Б. Шавров*, *Р. Л. Бартини*, В. П. Горбунов. В 1941 завод начал производство истребителей *ЛаГГ-3*, но в октябре был эвакуирован в Тбилиси (см. *Тбилисское авиационное производственное объединение имени Г. Димитрова*). Завод в Таганроге начали восстанавливать (под № 86) в сентябре 1943, и в 50-х гг. он приступил к выпуску гидросамолётов семейства *Бе* (*Бе-6*, *Бе-8*, *Бе-10*, *Бе-12*). Предприятие награждено орденами Октябрьской Революции (1984), «Знак Почёта» (1976). В 1988 на основе завода образовано ПО.

**Тайц** Макс Аркадьевич (1904—1980) — советский учёный в области аэродинамики, один из создателей теории и методов лётных исследований и испытаний ЛА, профессор (1957), доктор технических наук (1955), заслуженный деятель науки и техники РСФСР (1961). Окончил МВТУ (1929), работал в ЦАГИ (1929—41), в ЛИИ (1941—80, начальник самолётной лаборатории, заместитель начальника института). Член технической комиссии по подготовке рекордных полётов самолёта АНТ-25 (1934—37). Преподавал в МВТУ (1938—40), Московском авиационном технологическом институте (1940—41), Московском физико-техническом институте (1955—80). Основные труды в области устойчивости и управляемости ЛА и методов определения их лётных характеристик. Проводил лётные исследования самолётов (*Ту-2*, *Ту-4*, *Ту-134*, *МиГ-9*, *МиГ-15*, *МиГ-19*, *Су-9* и др.). Государственная премия СССР (1949). Награждён 2 орденами Ленина, орденами Октябрьской Революции, Отечественной войны 1-й степени, 3 орденами Трудового Красного Знамени, медалями. Портрет см. на стр. 553.

*М. А. Тайц.*

**Соч.:** Лётные испытания самолетов, М., 1951 (совм. с В. С. Ведровым).

**Талалихин** Виктор Васильевич (1918—1941) — советский лётчик, младший лейтенант, Герой Советского Союза (1941). В Красной Армии с 1937. Окончил Борисоглебскую военную авиационную школу лётчиков (1938). Участник советско-финляндской войны; сбил 4 самолёта противника. С начала Великой Отечественной войны был командующим звена, затем заместителем командира эскадрильи истребительного авиаполка, защищал подступы к Москве с воздуха. 7 августа 1941 одним из первых применил ночной таран, не допустив к столице немецкий бомбардировщик. В последующих боях сбил ещё 5 самолётов противника и один в составе группы. В октябре 1941 погиб в неравном бою с вражескими истребителями. Зачислен навечно в состав части, в которой служил. Награждён орденами Ленина, Красного Знамени, Красной Звезды, медалью. Памятник в Москве и Подольске Московской области.

**Лит.:** *Утехин С. Г.*, Талалихин, 2 изд., М., 1965; *Землянский А.*, В ночном небе, в кн.: Бессмертные подвиги, М., 1980.

В. В. Талалихин.

**Тангаж** (франц. *tangage* — килевая качка) — угловое движение ЛА, при котором его продольная ось (см. *Системы координат*) изменяет своё направление относительно горизонтальной плоскости; характеризуется углом **Т**. и скоростью **Т**.

**Угол тангажа**  $\{\{\theta\}\}$  — угол между продольной осью  $OX$  и горизонтальной плоскостью  $OX_gZ_g$  нормальной системы координат (СК); положителен, когда продольная ось находится выше горизонтальной плоскости. Угол **Т**. равен сумме угла атаки  $\{\{\alpha\}\}$  и угла наклона траектории  $\{\{\theta\}\}$  — угла между направлением *земной скорости* ЛА и горизонтальной плоскостью  $OX_gZ_g$  (угол  $\{\{\theta\}\}$  положителен, когда проекция земной скорости на ось  $OY_g$  положительна). При определении ориентации скоростной СК относительно нормальной СК используют **скоростной угол тангажа**  $\{\{\theta_a\}\}$  — угол между скоростной осью  $OX_a$  и горизонтальной плоскостью  $OX_gZ_g$  нормальной СК. Скорость тангажа  $\{\{\omega\}\}_z$  — составляющая угловой скорости ЛА по оси  $OZ$  связанной СК.

Манёвры с увеличением  $\{\{\theta\}\}$  называются **кабрированием**, а с уменьшением — **пикированием**. Эти манёвры осуществляются созданием момента **Т**. (см. в ст. *Аэродинамические силы и моменты*) за счёт отклонения *органов управления Т*.

Измерение скорости **Т**. осуществляется гироскопическим датчиком угловых скоростей, угол **Т**. измеряется *гировертикалью*. См. также *Продольное движение*.

М. А. Ерусалимский.

**Тагенциальные разрывы** в **аэро-** и **гидродинамике** — *разрывы гидродинамические*, в которых отсутствует протекание вещества через поверхность разрыва. **Т. р.** в отличие от *ударных волн* всегда отделяют одну часть среды от другой. В **Т. р.** давление  $p$  и нормальная к поверхности разрыва составляющая скорости  $\{\{v_n\}\}$  одинаковы по обе стороны поверхности разрыва, а касательная составляющая скорости  $\{\{v_\tau\}\}$ , плотность и др. газодинамических величин, кроме  $p$  и  $\{\{v_n\}\}$ , могут претерпевать произвольный разрыв. Примером **Т. р.** является граница струи в газе, поверхность реки, отделяющая воздух от воды. **Т. р.**, на которых не терпит разрыв и  $\{\{v_\tau\}\}$ , называется также **контактными разрывами**. См. также *Контактная поверхность, Свободная поверхность*.

**Таран** Павел Андреевич (р. 1916) — советский лётчик, генерал-лейтенант авиации (1967), дважды Герой Советского Союза (1942, 1944). В Советской Армии с 1937. Окончил Качинскую военную авиационную школу лётчиков имени А. Ф. Мясникова (1938), Военную академию Генштаба Вооружённых Сил СССР (1958). Участник Великой Отечественной войны. В ходе войны был командиром звена, командиром эскадрильи, инспектором-лётчиком по технике пилотирования авиакорпуса дальнего действия, командиром бомбардировочного авиаполка. Совершил 386 боевых вылетов. После войны на командных и штабных должностях в войсках и МО СССР. Награждён орденами Ленина, Октябрьской Революции, 2 орденами Красного Знамени, 2 орденами Отечественной войны 1-й степени, орденами Александра Невского, Трудового Красного Знамени, 2 орденами Красной Звезды, медалями. Бронзовый бюст в селе Шолохово Днепропетровской области.

*Лит.:* Горянов Л., Бомбардировщик П. Таран. в кн.: Советские летчики в боях за Родину, М., 1958; П. А. Таран, в кн.: Золотые звезды, Днепропетровск, 1967.

П. А. Таран.

**Таран воздушный** — один из приёмов воздушного боя. Заключается в нанесении удара винтом или крылом самолёта по вражескому самолёту (после израсходования боезапаса). Является наивысшим проявлением мужества и воли лётчика. Первый **Т. в.** самолётом совершён русским военным лётчиком П. Н. *Нестеровым* 26 августа (8 сентября) 1914 в начале 1-й мировой войны. Первый ночной **Т. в.** выполнен советским лётчиком Е. Н. Степановым 28 октября 1937 в Испании. В период

Великой Отечественной войны советский лётчики свыше 600 раз таранили вражеские самолёты. В первый день войны **Т. в.** совершили 16 лётчиков (И. И. Иванов, Д. В. Кокорев, А. И. Мокляк, Л. Г. Бутелин, С. М. Гудимов, В. С. Лобода и др.). За годы войны 34 лётчика применили таран дважды, *А. С. Хлобыстов* — трижды, а *Б. И. Ковзан* — четырежды. В лобовой атаке сразила врага таранным ударом *Е. И. Зеленко*. Первый **Т. в.** на реактивном самолёте совершил Г. Н. Елисеев 28 ноября 1973, уничтожив самолёт-нарушитель.

**Тарифы на воздушные перевозки** — провозная плата за воздушную перевозку пассажиров, багажа (сверх нормы бесплатного провоза) и груза. Международные авиатарифы и правила их применения устанавливаются в основном Международной ассоциацией воздушного транспорта — ИАТА (см. *Международные авиационные организации*) и вступают в силу только после одобрения их правительствами государств, национальную принадлежность которых имеют заинтересованные авиатранспортные предприятия — члены ИАТА.

В нашей стране сложилась практика установления международных авиатарифов на двусторонней и региональной основе. Тарифы согласуются между заинтересованными авиатранспортными предприятиями, а затем утверждаются ведомствами гражданской авиации договаривающихся государств. *Воздушный кодекс СССР* предусматривал административную ответственность авиатранспортного предприятий за несоблюдение установленных тарифов международной перевозки пассажиров, багажа и грузов и правил их применения.

**«ТАРОМ»** (TAROM, Transporturile Aeriene Romane) — авиакомпания Румынии. Осуществляет перевозки внутри страны и в страны Европы, Северной Африки, Ближнего и Дальнего Востока, а также в США. Основана в 1954. В 1989 перевезла 1,27 млн. пассажиров, *пассажирооборот* 1,65 млрд. п.-км. Авиационный парк — 83 самолёта.

**«ТАТ»** (Transport Aérien Transrégional) — авиакомпания Франции. Осуществляет перевозки на внутренних авиалиниях, а также в некоторые страны Европы. Основана в 1968. В 1989 перевезла 2,7 млн. пассажиров. Авиационный парк — 71 самолёт.

**Ташкентское авиационное производственное объединение имени В. П. Чкалова** — берёт начало от основанного в 1932 в г. Химки Московской области ремонтного завода № 84 ГВФ (позднее — авиационного завод имени В. П. Чкалова), эвакуированного в 1941 в Ташкент. В 1936 в состав завода вошло КБ *Н. Н. Поликарпова*, в котором продолжались работы по истребителю *И-16*. В 1938—40 КБ завода возглавляли В. И. Левков (были выпущены его летающие лодки Л-1, Л-5) и *В. Ф. Болховитинов* (построен бомбардировщик ББС). В 1939 началось серийное производство пассажирского самолёта ПС-84 (*Ли-2*), выпуск которого в годы Великой Отечественной войны был продолжен в Ташкенте (в 1941—45 изготовлено 2258 самолётов в различных вариантах). В дальнейшем строились пассажирский самолёт *Ил-14*, винтокрыл *Ка-22*, транспортные самолёты *Ан-8*, *Ан-12*, *Ан-22*, *Ил-76*. В 1972 на основе завода образовано ПО. Предприятие (объединение) награждено 2 орденами Ленина (1945, 1982), орденами Октябрьской Революции (1970), Трудового Красного Знамени (1962).

**ТБ** — принятое в СССР обозначение созданных в 20—20-х гг. самолетов типа «тяжёлый бомбардировщик». Наиболее известные из них ТБ-1, ТБ-3, ТБ-7, разработанные под руководством *А. Н. Туполева* (см. *Ту*). ТБ-7, спроектированный бригадой *А. М. Петлякова*, после его гибели стал называться Пе-8 (1942). ТБ-1, ТБ-3 и ТБ-7 использовались также как гражданские самолёты, в том числе в полярной авиации.

**Тбилисское авиационное производственное объединение имени Г. Димитрова**. Тбилисский авиационный завод образован в октябре 1941 на базе эвакуированного Таганрогского авиационного завода № 31 имени Г. Димитрова (см. *Таганрогское авиационное производственное объединение* имени Г. Димитрова), Севастопольского авиаремонтного завода № 45 и строившегося в Тбилиси авиамоторного завода № 448. В годы Великой Отечественной войны Тбилисский завод № 31 имени Г. Димитрова выпустил свыше 3000 истребителей *ЛаГГ-3*, *Ла-5*, *Як-3*. С 1946 вёл

производство реактивных самолётов Як-15, Як-17, Як-23, *МиГ*-15, МиГ-17, МиГ-21УТИ и др. Предприятие награждено орденом Красной Звезды (1946). В 1985 на основе завода образовано ПО.

**ТВ** — обозначение некоторых советских авиационных ГТД. В их числе вертолётные двигатели ТВ2-ВК конструкции *А. Г. Ивченко*, ТВ2-117 и ТВ3-117 конструкции *С. П. Изотова* (см. *ВК*).

**«ТВА»** (TWA, Trans World Airlines) — авиакомпания США. Осуществляет перевозки внутри страны, и Канаду, а также в страны Западной Европы, Центральной Америки. Основана в 1930. В 1989 перевезла 25,3 млн. пассажиров, *пассажирооборот* 56,58 млрд. п.-км. Авиационный парк — 213 самолётов.

**Твёрдое ракетное топливо** — вещество или совокупность веществ, способных к закономерному горению без доступа кислорода извне с выделением значительного количества энергии. Делятся на баллиститные пороха и смесевые **Т. р. т.** Баллиститные пороха — гомогенные системы (твёрдые растворы органических веществ, молекулы которых содержат атомы горючих и окислительных элементов). Смесевые **Т. р. т.** — многокомпонентные гетерогенные смеси окислителя (обычно перхлората аммония), горючего-связующего (каучука, полиуретана и др.) и добавок различного назначения (например, порошка алюминия для повышения энергетических характеристик). По удельному импульсу (отношение тяги, развиваемой двигателем, к секундному массовому расходу топлива) **Т. р. т.** уступают жидким, так как в них из-за химической несовместимости не всегда удаётся использовать энергетически эффективные компоненты.

*Лит.:* **Сарнер С.**, Химия ракетных топлив, пер. с англ., М., 1969.

**Тейлор** (Taylor) Джеффри Инграм (1886—1975) — английский учёный в области механики, член Лондонского королевского общества (1919), иностранных член АН СССР (1966) и многих др. академий мира. Окончил Кембриджский университет (1910). Основные труды по механике сплошных сред. Развил теорию устойчивости течений вязкой жидкости, создал полуэмпирическую теорию турбулентности (теория переноса завихренности), исследовал однородную и изотропную турбулентность. Занимался аэродинамикой самолёта и парашюта, околосзвуковым обтеканием тел и т. д.

*Соч.:* The scientific papers, v. 1—4, Camb., 1958—71.

**Дж. И. Тейлор.**

**Тележка шасси** — часть *шасси* ЛА, состоящая из рамы и колёс. **Т. ш.** бывают двухосные — с креплением на них четырёх или восьми колёс и трёхосные — с креплением шести колёс; неуправляемые и управляемые при движении ЛА для разбега перед взлётом и пробега и торможения после посадки. По конструктивным схемам различают балочные **Т. ш.**, рамы которых выполнены в виде силовой балки, и рычажные, основные силовые элементы которых выполнены в виде рычагов. Достоинствами тележечного шасси являются рассредоточивание нагрузки на ВПП благодаря увеличению площади контакта с землёй; компактность (облегчается компоновка шасси на ЛА). Четырёхколесная **Т. ш.** применена на пассажирских самолётах Ил-18, Ту-104, Ан-10, Ил-62, Ил-86, Боинг-707, Макдоннелл-Дуглас DC-8 и др., шестиколесная — на Ту-154, а восьмиколесная **Т. ш.** была установлена, например, на военно-транспортном самолёте Шорт «Белфаст» (Великобритания).

**Телеуправляемый летательный аппарат** — см. в ст. *Дистанционно-пилотируемый летательный аппарат*.

**Телешов** Николай Афанасьевич (1828—1895) — русский артиллерийский офицер, изобретатель, один из авторов первых проектов самолёта. В 1864 запатентовал во Франции и Великобритании пассажирский самолёт «Система воздухоплавания» на 120 человек с паровой машиной и толкающим воздушным винтом, а в 1867 во Франции самолёт «Усовершенствованная система воздухоплавания» (известный также под названием «Дельта») с треугольным крылом и

реактивным двигателем типа ПуВРД. Эти проекты были неосуществимы в те годы, но они предвосхитили некоторые важные будущие направления развития авиации. См. рис. в табл. 1.

**Н. А. Телешов.**

**Температура равновесная** — установившаяся температура газа на поверхности обтекаемого тела в условиях теплового баланса, обусловленного конвективным тепловым потоком от газа, излучением с поверхности тела, теплопроводностью материала, из которого изготовлено тело, химическими реакциями и т. п. При наличии только конвективного теплообмена **Т. р.** обычно называется адиабатической температурой  $T_l$  и, как правило, не совпадает с температурой торможения  $T_0$ . Для поверхности ЛА в воздухе обычно  $T_r < T_0$ , но на больших высотах (разреженный воздух) может быть и  $T_r > T_0$ .

**Температура торможения потока** — температура  $T_0$  изоэнтропически (без теплообмена с внешней средой) заторможенного газа. Играет важную роль при движении идеального *совершенного газа*; в так называемом адиабатическом течении она соответствует максимально возможной температуре газа и характеризует его полную удельную энергию, которая остаётся постоянной вдоль *линии тока*. При отсутствии массовых сил её значение вычисляется на основе *Бернулли уравнения*:

$$T_0 = T + V^2/2c_p,$$

где  $T$  — температура,  $V$  — скорость,  $c_p$  — удельная теплоёмкость газа при постоянном давлении. Часто используется в аэродинамических расчётах в качестве характерного масштаба температуры.

**Температурные поля в конструкции ЛА** — совокупность значений температур во всех точках конструкции ЛА в полёте или в процессе нагревания в лабораторных условиях. **Т. п.** в полёте возникают вследствие *аэродинамического нагревания*, а также тепловых воздействий от факела двигателя, излучений Солнца и Земли и т. п. В лабораторных условиях при *теплопрочностных испытаниях* полётные тепловые воздействия моделируются с помощью конвективного или радиационного нагревания. Теплота, поступившая от внешнего воздействия в обшивку, в результате теплопроводности элементов, контактного теплообмена в соединениях, излучения и теплообмена свободной конвекцией во внутренних полостях распространяется по всем элементам конструкции ЛА, создавая нестационарные **Т. п.**

Расчёт **Т. п.** — составная часть проектировочных и проверочных расчётов, проводимых на всех этапах создания нового ЛА. Данные о **Т. п.** позволяют обоснованно выбрать теплозащиту и конструкционные материалы для проектируемого ЛА, оказывают значительное влияние на выбор силовой схемы и конструктивное решение его частей и элементов (см., например, *Горячая конструкция, Охлаждаемая конструкция*). Знание **Т. п.** необходимо также для определения температурных напряжений, расчёта деформаций ползучести, оценки живучести и ресурса конструкции. Характер и количественные характеристики **Т. п.** описываются связанной системой уравнений теплопроводности в элементах конструкции с условиями теплового взаимодействия их между собой и с внешней средой, уравнений радиационного теплообмена и уравнений свободноконвективного нагревания сред (топлива) во внутренних полостях. При расчёте **Т. п.** в конструкции ЛА широко используется так называемый принцип выделения, когда отдельно решаются задачи для различных узлов и элементов конструкции. Это обусловлено сложностью и разнообразием геометрических форм конструкций ЛА, трудностью решения больших систем уравнений упомянутых типов, а также локальным характером процессов теплопереноса в конструкции (за исключением радиационного теплообмена, который является дальнедействующим в границах отсека). Разработан комплекс типовых задач и расчётных схем, обеспечивающий расчёт **Т. п.** в основных элементах конструкции ЛА на всех этапах её проектирования и экспериментальной отработки. Важнейшие и наиболее распространённые расчётные схемы: расчёт *температуры равновесной* и температуры обшивки на различных режимах полёта; расчёт **Т. п.** в многослойной теплозащите; расчёт **Т. п.** топливных баков; расчёт **Т. п.** в стержневых и пластинчато-стержневых системах (сечениях тонкостенных конструкций с массивными

элементами); расчёт **Т. п.** в пространственных тонкостенных системах, массивных элементах сложной формы.

*В. М. Юдин.*

**Температурный скачок в граничных условиях** — разность температур газа и тела, которая вводится в задачах *разреженных газов динамики* вместо обычного в аэро- и гидродинамике граничного условия о равенстве температур газа и тела на его поверхности. **Т. с.** пропорционален длине свободного пробега частиц газа.

**Температуроустойчивые покрытия в авиастроении** — служат для защиты поверхностей материалов и изделий либо для придания им заданных свойств и характеристик в условиях воздействия агрессивных и др. экстремальных факторов внешней среды при высоких температурах. Основные области применения **Т. п.**: газотурбинные и др. двигатели, внешние и внутренние поверхности агрегатов и узлов ЛА, поверхности заготовок и деталей из труднодеформируемых металлов и сплавов в технологии горячей обработки. Назначение **Т. п.**: защита металлов и сплавов от высокотемпературной газовой коррозии; повышение эрозионной стойкости материалов, управление процессами переноса теплоты излучением, отражением, теплоизоляция, обеспечение электроизоляционных, механических, оптических и др. характеристик поверхностей изделий. Объектами защиты обычно являются детали и изделия из жаропрочных сплавов на никелевой основе, а также из титановых, ниобиевых и молибденовых сплавов, сложнолегированных сталей, неметаллических тугоплавких материалов и т. д.

Покрyтия получают по шликерно-обжиговой технологии (эмалевые, реакционно-спекаемые, реакционно-отверждаемые и др.); газоплазменным или плазменным напылением оксидов (алюминия, циркония), жаростойких сплавов, интерметаллидов, термодиффузивным насыщением поверхностей одним (алюминий, кремний) либо несколькими (алюминий — хром, алюминий — кремний и др.) компонентами; электронно-лучевым осаждением композиций типа никель — хром — алюминий — иттрий, газофазным методом из карбидов, нитридов, боридов и т. п. материалов.

Применение **Т. п.** характеризуется значительной технико-экономической эффективностью вследствие увеличения надёжности, ресурса изделий, обеспечения технических требований, снижения материало- и трудоёмкости производства.

*Лит.:* **Аппен А. А.** Температуроустойчивые неорганические покрытия, 2 изд., Л., 1976, **Солнцев С. С.**, Защитные технологические покрытия и тугоплавкие эмали, М., 1984.

*С. С. Солнцев.*

**Теневогой метод исследования** — метод обнаружения оптических неоднородностей в прозрачных преломляющих средах и дефектов отражающих поверхностей (например зеркал); один из основных *оптических методов исследования течений*. Оптическая схема теневого прибора (прибора Тёплера), типичного для *аэродинамического эксперимента*, приведена на рис. 1. Посредством оптической системы и осветительной диафрагмы коллиматора формируется пучок света, который направляется на исследуемую область течения и далее через оптическую систему приёмной части на экран. Оптическая система приёмной части отображает на экране некоторую плоскость исследуемой области. В некоторой плоскости между оптическими деталями приёмной части образуется изображение осветительной диафрагмы и располагается визуализирующая диафрагма. Если среда в исследуемой области однородна, экран оказывается равномерно освещённым либо затемнённым в зависимости от взаимного расположения изображения осветительных и визуализирующей диафрагм. Если же в среде возникают неоднородности, то лучи светового пучка на них отклоняются от первоначального направления, частично задерживаются (или пропускаются) визуализирующей диафрагмой, и на экране возникает теневое изображение неоднородной среды, которое рассматривается визуально или регистрируется на фотоплёнку.

В отличие от *прямотеневого метода исследования* в **Т. м. и.** необходимыми условиями являются наличие визуализирующей диафрагмы и оптическое сопряжение исследуемой области течения с экраном. Известные схемы **Т. м. и.** различаются между собой формой визуализирующих и осветительных диафрагм. В аэродинамическом эксперименте наибольшее распространение получили схемы: а) с ножевой (так называемый нож Фуко) визуализирующей и щелевой осветительными диафрагмами (фотометрический метод), б) с визуализирующей решёткой и осветительной щелью; в) с диафрагмами для получения цветных теневых изображений. **Т. м. и.** обладает высокой чувствительностью, его рабочий диапазон в зависимости от характера поставленной задачи варьируется выбором формы и размеров визуализирующей и осветительной диафрагм. На качество теневых изображений существенное влияние оказывает качество деталей оптической системы теневого прибора, а также внешние факторы (вибрации, нагрев и др.). **Т. м. и.** позволяет осуществлять *визуализацию течений*, содержащих участки постоянного или медленно изменяющегося градиента плотности среды, и используется для визуализации *ударных волн*, областей сжатия и разрежения, явлений в *пограничном слое*. Типичное теневое изображение неоднородного сверхзвукового потока приведено на рис. 2. **Т. м. и.** позволяет также измерять плотность движущейся газовой среды.

В. А. Яковлев.

## Коллиматор

### Приемная часть

Рис. 1. Оптическая схема теневого прибора: 1 — источник света; 2 — осветительная диафрагма; 3 и 3' — соответственно невозмущённый и возмущённый световые лучи; 4 — изучаемая область потока; 5 — модель; 6 — изображение осветительной щели; 7 — экран (фотоплёнка); 8 — визуализирующая диафрагма.

Рис. 2 Теневое изображение потока: 1 — модель (круговой цилиндр с острой конической носовой частью); 2 — набегающий сверхзвуковой поток; 3 — конический скачок уплотнения; 4 — область конического течения; 5 — область течения разрежения.

**Тензометрия** (от лат. *tensus* — напряжённый, натянутый и греч.  $\mu\epsilon\tau\rho\{\{\acute{\epsilon}\omicron\}\}$  — измеряю) — экспериментальное определение напряжённого состояния конструкций, основанное на измерении местных деформаций. Методы и средства **Т.** обеспечивают выявление причин разрушений по результатам исследования *напряжённо-деформированного состояния* элементов конструкции, позволяют находить наиболее оптимальные и совершенные конструктивные решения, изучать влияние различных технолог факторов на прочность конструкций и т. п. Основные методы **Т.**: рентгеновские и поляризационно-оптические, муаровых полос, хрупких покрытий, гальванических покрытий и методы, основанные на масштабном преобразовании деформаций конструкций с помощью **тензометров**. По принципу действия тензометры делятся на механические, оптические, пневматические, струнные (акустические) и электрические. В авиастроении получили распространение электрические тензометры, действие которых основано на изменении параметров их электрической цепи или генерировании электрических сигналов в зависимости от измеряемой деформации. Наибольшее применение при тензометрировании натуральных конструкций находят электрические тензометры сопротивления — тензорезисторы (см. рис.). Диэлектрическая подложка тензорезистора соединяется с чувствительной решёткой и исследуемой конструкцией связующим материалом. Принцип действия тензорезисторов основан на изменении электрического сопротивления чувствительной решётки при ее деформировании вместе с конструкцией. Изменение деформации конструкции  $\{\{\epsilon\}\}$  определяется по формуле  $\{\{\epsilon\}\} = \{\{\Delta\}\}R/kR$ , где  $\{\{\Delta\}\}R$  — изменение номинального сопротивления  $R$ ,  $k$  — коэффициент чувствительности. Используют следующие виды тензорезисторов: проводниковый и полупроводниковый, у которых чувствительные элементы выполнены соответственно из металлической проволоки или фольги и из полупроводникового материала; термо- и тензорезистор, содержащий термо- и тензочувствительные элементы и

тензорезисторную розетку, у которой на общей подложке устанавливается несколько чувствительных элементов с главными осями, ориентированными под определёнными углами друг к другу. Выпускаются тензорезисторы для криогенных (ниже  $-150\text{ }^{\circ}\text{C}$ ), нормальных ( $20\{\pm\}15\text{ }^{\circ}\text{C}$ ), повышенных (до  $300\text{ }^{\circ}\text{C}$ ) и высоких (до  $600\text{ }^{\circ}\text{C}$ ) температур, что позволяет осуществлять тензометрирование при нестационарных тепловых процессах. Температурные приращения сопротивления в рабочем диапазоне температур учитываются путём применения различных схем компенсации или внесением соответствующих поправок при обработке результатов. Тензорезистор является составной частью информационно-измерительной системы для тензометрирования авиационных конструкций и представляет собой комплекс технических средств, обеспечивающих получение информации о тепловом, деформированном и напряжённом состояниях. В такой комплекс для тензометрирования натурной конструкции входят тензорезисторы, измерительные коммутаторы и устройства, пульта оператора, аппаратура связи, ЭВМ, средства оперативного представления и оформления информации.

*Лит.:* Статические испытания на прочность сверхзвуковых самолётов, М., 1974; Тензометрия в машиностроении, под ред. Р. А. Макарова, М., 1975.

*Ю. С. Ильин.*

Тензометр для определения деформаций при нормальных температурах: 1 — чувствительная решётка; 2 — диэлектрическая подложка; 3 — связующее; 4 — защитная подложка; 5 — накладка; 6 — выводные проводники; 7 — узел соединения.

**Тензор напряжений** — совокупность величин, характеризующая напряжённое состояние сплошной среды в рассматриваемой точке поля течения:

$$\|P\| = (p_{\{\alpha\beta\}})$$

где  $\{\alpha, \beta\} = x, y, z$  — декартовы координаты,  $p_{\{\alpha\beta\}}(\{\alpha = \beta\})$  — нормальные напряжения,  $p_{\{\alpha\beta\}}(\{\alpha \neq \beta\})$  — касательные напряжения (см. *Поверхностные силы*). **Т. н.** симметричен, то есть  $p_{\{\alpha\beta\}} = p_{\{\beta\alpha\}}(\{\alpha \neq \beta\})$ , и для него существуют так называемые главные оси  $x\{\{\}\}, y\{\{\}\}, z\{\{\}\}$ , в которых касательные напряжения обращаются в нуль и **Т. н.** содержит только диагональные члены:  $p_1 = p_{x\{\}\{x\}\{\}}, p_2 = p_{y\{\}\{y\}\{\}}, p_3 = p_{z\{\}\{z\}\{\}}$ . Для **Т. н.** сумма его диагональных членов является инвариантом линейных преобразований

$$p_{xx} + p_{yy} + p_{zz} = p_1 + p_2 + p_3,$$

то есть сумма нормальных напряжений, приложенных к трём взаимно перпендикулярным площадкам, не зависит от ориентации площадок. Это позволяет представить **Т. н.** в виде

$$\|P\| = -pE + \|T\|,$$

где  $p$  — *давление гидродинамическое*,  $E$  — единичный тензор,  $\|T\| = (\{\{\tau_{\alpha\beta}\}\})$  — тензор вязких напряжений (напряжений трения), который отличен от нуля только в движущейся жидкости.

**Т. н.** зависит от локальных свойств и характера движения среды и связан с *тензором скоростей деформаций*  $\|\Phi\|$ . В аэро- и гидродинамике обычно используется линейная зависимость между  $\|P\|$  и  $\|\Phi\|$  с коэффициентами  $\{\{\mu, \lambda\}\}$ , не зависящими от выбора системы координат:

$$\|P\| = (-p + \{\{\lambda\}\} \text{div}V)E + \{\{\mu\}\} \|\Phi\|.$$

Коэффициент  $\{\{\mu\}\}$  называют динамической вязкостью, а жидкости, для которых выполняется приведенное соотношение, — ньютоновскими. Для идеальной жидкости, для которой  $\mu = \lambda = 0$  и в которой возникают только нормальные напряжения ( $p_{xx} = p_{yy} = p_{zz} = p_n$ ), будем иметь

$$p = -\{\{\frac{1}{3}\}\} \|P\| = -\{\{\frac{1}{3}\}\} (p_{xx} + p_{yy} + p_{zz}) = -p_n.$$

В. А. Башкин.

**Тензор скоростей деформации** — совокупность величин, характеризующая скорость деформации элементарного объёма сплошной среды:

$$\|\Phi\| = (e_{\{\alpha\beta\}}),$$

где  $(\{\alpha, \beta\} = x, y, z$  — декартовы координаты). Величины  $e_{xx}, e_{yy}, e_{zz}$  пропорциональны скоростям изменения линейных размеров в направлении осей  $x, y, z$ , а  $e_{xy}, e_{xz}, e_{yx}, e_{yz}, e_{zx}, e_{zy}$  — скоростям изменения угловых размеров элементарного объёма среды.

**Т. с. д.** симметричен; для него справедливы соотношения:  $e_{xy} = e_{yx}, e_{xz} = e_{zx}, e_{yz} = e_{zy}$  и существуют так называемые главные оси  $x\{\{\}\}, y\{\{\}\}, z\{\{\}\}$  в которых  $e_{x'y'} = e_{x'z'} = e_{y'z'} = 0$ , и **Т. с. д.** содержит только так называемые диагональные члены:  $e_1 = e_{x'x'}, e_2 = e_{y'y'}, e_3 = e_{z'z'}$ . В этой системе координат деформация объёма среды сводится лишь к растяжению вдоль главных осей. Например, объём жидкости, имевшей первоначально сферическую форму, с течением времени будет деформироваться в эллипсоид.

Компоненты **Т. с. д.** связаны с полем скоростей следующими соотношениями:

$$e_{xx} = \left\{ \left\{ \frac{2\partial u}{\partial x} \right\} \right\}; e_{yy} = \left\{ \left\{ \frac{2\partial v}{\partial y} \right\} \right\}; e_{zz} = \left\{ \left\{ \frac{2\partial \omega}{\partial z} \right\} \right\};$$

$$e_{xy} = \left\{ \left\{ \frac{\partial v}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial y} \right\} \right\}; e_{yz} = \left\{ \left\{ \frac{\partial \omega}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial z} \right\} \right\};$$

$$e_{zx} = \left\{ \left\{ \frac{\partial u}{\partial z} + \frac{\partial \omega}{\partial x} \right\} \right\},$$

где  $u, \{v, \omega\}$  — проекции вектора скорости соответственно на оси координат  $x, y, z$ . Величина

$$\left\{ \left\{ \frac{1}{2} \right\} \right\} (e_{xx} + e_{yy} + e_{zz}) = \left\{ \left\{ \frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} + \frac{\partial \omega}{\partial z} \right\} \right\} = \text{div} V$$

является инвариантом **Т. с. д.** Она представляет собой увеличение единицы объёма среды в единицу времени и называется объёмным расширением или расхождением (дивергенцией) вектора скорости  $V$ .

В. А. Башкин.

**Теплера прибор** — оптический прибор для реализации *теневого метода исследования* неоднородных газовых потоков. Предложен немецким учёным А. Теплером (A. T{\{\ö\}}pler) в 1867.

**Тепловая защита** — средство обеспечения нормального теплового режима в установках и аппаратах, работающих в условиях подвода к поверхности значительных *тепловых потоков*. **Т. з.** широко распространена в авиационной и ракетной технике для защиты ЛА от *аэродинамического нагревания* при движении в плотных слоях атмосферы, а также для защиты камер сгорания и сопел ВРД и РД охлаждения турбин ГТД. Существуют пассивные и активные методы **Т. з.** В пассивных методах **Т. з.** воздействие теплового потока воспринимается с помощью специальных внешних оболочек, *температурустойчивых покрытий* наносимых на основную конструкцию, разрушающихся покрытий (см. *Абляция, Теплозащитные материалы*). В активных методах **Т. з.** газообразный или жидкий охладитель принудительно подаётся к защищаемой поверхности. При подаче во внешний поток охладитель поглощает часть поступающей теплоты. Кроме того, тепловой поток уменьшается вследствие разбавления и оттеснения пограничного слоя вдуваемым газом или парами жидкости. Данный метод применяется для **Т. з.** камер сгорания, лопаток турбин и сопел двигателей (см. также *Охлаждения двигателя*). Рассматривается возможность применения для **Т. з.** отдельных участков внешней поверхности ЛА. Известны несколько разновидностей этого

способа: плёночное охлаждение (заградительное охлаждение) — вдув охладителя через щель или ряд отверстий; пористая защита — вдув охладителя через пористую поверхность (вариант пористой защиты — испарение твёрдого вещества, которым пропитан жаропрочный пористый каркас). При конвективном (регенеративном) охлаждении охладитель пропускается через узкий канал (рубашку) вдоль внутренней (по отношению к подходящему тепловому потоку) стороны защищаемой поверхности (см. *Охлаждаемая конструкция*). Аналогичный способ применяется для **Т. з.** камер сгорания ЖРД (в качестве охладителя используется один из компонентов топлива).

Лит.: Полежаев Ю. В., Юревич Ф. Б., Тепловая защита, М., 1976.

В. Я. Боровой.

**Тепловая прочность авиационных конструкций** — прочность авиационных конструкций в условиях одновременного воздействия механических и тепловых нагрузок, возникающих при эксплуатации ЛА. Тепловые воздействия от обтекающего ЛА потока (см. *Аэродинамическое нагревание*), работающего двигателя и т. д. приводят к повышению температуры элементов конструкции, в общем случае различному для разных элементов ЛА и переменному по времени полёта. Повышение температуры вызывает ряд явлений, приводящих к снижению прочности конструкций. К причинам снижения прочности относятся: понижение модуля упругости, временного сопротивления, предела текучести и др. прочностных характеристик материалов, из которых выполнена конструкция; температурное расширение материалов от нагревания и связанные с ним неблагоприятные температурные деформации и напряжения в конструкции; ползучесть материалов, проявляющаяся в виде нарастающих во времени необратимых деформаций конструкции; специфические, связанные с нагреванием, формы потери устойчивости (термоустойчивости) и коробление элементов конструкции. **Т. п.** проверяется теплопрочностными расчётами и в ходе *теплопрочностных испытаний*, проводимых для наиболее неблагоприятных условий (с учётом указанных выше явлений, сочетаний температурных полей и нагрузок, возможных при эксплуатации ЛА). Принимаются во внимание моменты времени по траектории полёта, характеризующиеся максимальными температурами, наибольшими температурными перепадами и напряжениями в элементах, учитывается время пребывания конструкции в условиях максимальных температур, число циклов нагрева, повторяемость тепловых и механических нагрузок. С целью повышения **Т. п.** в авиационных конструкциях применяются *жаропрочные сплавы*, гофрированные и др. поглощающие температурное расширение конструктивные элементы и соединения (см., например, *Горячая конструкция*).

Г. Н. Замула.

**Тепловой аэростат** — *аэростат*, оболочка которого наполняется воздухом, нагретым до температуры на  $40\text{—}120\text{ }^{\circ}\text{C}$  выше температуры окружающего воздуха; современное название «монгольфьера» (рис. 1). **Т. а.** используются в США, Великобритании, Франции, ФРГ и др. странах для спортивных полётов (в основном), научных полётов, рекламы, развлекательных целей. Применяются для полёта с экипажем от 1 до 22 человек. **Т. а.** способны совершать полёты продолжительностью более 33 ч. Высота полёта может достигать 10—16 км. Удельная подъёмная сила (см. *Подъёмный газ*) составляет  $2,06\text{—}3,43\text{ Н/м}^3$ . При этом подъёмная сила **Т. а.** в 3—5 раз меньше подъёмной силы такого же по объёму аэростата, наполненного водородом.

**Т. а.** состоит из оболочки, к которой крепится гондола с экипажем (рис. 2), аппаратурой нагрева воздуха, управления полётом и поддержания связи. Оболочка **Т. а.**, открытая снизу, имеет так называемую оптимальную (естественную) форму (см. *Свободный аэростат*) с меридиональным каркасированием стальными тросами. Плотнища оболочки изготавливаются, из прочной синтетической ткани (типа дакрон, нейлон), покрытой с внутренней стороны термостойкой синтетической плёнкой, выдерживающей температуру до  $150^{\circ}\text{C}$ . Четырёхгранная гондола подвешивается на стальных тросах к усиленной нижней части оболочки. Она имеет лёгкий металлический трубчатый каркас с прикреплёнными к нему матерчатыми стенками или плетёную (корзиночного типа) конструкцию. Для нагрева воздуха сжигается пропан, хранящийся в гондоле в

жидком состоянии в стальных баллонах. Горелка подогревателя монтируется на трубчатой пирамиде, крепящейся к каркасу гондолы, под нижним отверстием оболочки. В гондоле располагаются также скамейки для экипажа и приборы, определяющие высоту полёта, скорость взлёта, температуру воздуха в оболочке и давление в баллонах с пропаном.

Управление полётом производится путём изменения температуры воздуха в оболочке (в пределах, допускаемых материалом оболочки), а также частичным выпуском воздуха через особые щели и клапан в оболочке. Скорость взлёта и спуска регулируется в пределах 2—5 м/с.

Оболочки и гондолы выпускаются стандартных типов. Объём оболочки от 400 м<sup>3</sup> до 20 тыс. м<sup>3</sup> и более. Для полёта с одним воздухоплавателем применяются **Т. а.** с оболочкой объёмом от 400 до 1700 м<sup>3</sup> и с гондолой, имеющей площадь пола от 0,25 до 0,5 м<sup>2</sup>, высоту стенок 0,9—1 м. При объёме оболочки 1700 м<sup>3</sup> полёт может продолжаться до 5 ч, а высота полёта достигать 3 км (с одним баллоном пропана объёмом 60 л). Для полёта с двумя воздухоплавателями используются **Т. а.** с оболочкой объёмом от 1200 до 2700 м<sup>3</sup> и с гондолой, имеющей площадь пола 1 м<sup>2</sup>, высоту стенок 1 м. Для полёта **Т. а.** с экипажем 8 и 12 человек применяются оболочки объёмом от 4 до 15 тыс. м<sup>3</sup>.

Старт **Т. а.** проводится при скорости ветра не более 4 м/с. Наполнение осуществляется с помощью передвижных воздуходувок. Для наполнения и снаряжения **Т. а.** обычно требуется 8—10 мин. **Т. а.** с оболочкой объёмом 1700 м<sup>3</sup> готовит к старту команда из 2—3 человек, а с оболочкой объёмом до 2700 м<sup>3</sup> — 3—5 человек.

*Р. В. Пятыйшев.*

**Рис. 1.** Старт теплового реостата.

**Рис. 2.** Гондола теплового аэростата.

**Тепловой поток** — количество теплоты, переносимое через какую-либо поверхность в процессе теплообмена. Характеризуется **плотностью Т. п.**, которая представляет собой отношение количества теплоты, перенесённой через поверхность, к интервалу времени, за который этот перенос осуществлён, и площади этой поверхности.

При полёте ЛА в атмосфере с большими сверхзвуковыми и гиперзвуковыми скоростями прилегающие слои газа нагреваются из-за внутреннего трения и сжатия в *ударных волнах*, что вызывает теплопередачу от газа к поверхности ЛА. Передача теплоты осуществляется конвекцией и теплопроводностью, а при скоростях полёта порядка второй космической скорости и выше — также и излучением (см. *Аэродинамическое нагревание*). **Т. п.** тем больше, чем больше скорость ЛА и плотность газа в атмосфере. Например, при скорости ЛА 1500 м/с на высоте 40000 м плотность **Т. п.** к поверхности крыла на расстоянии 1 м от передней кромки при *ламинарном течении* может достигать 50 кВт/м<sup>2</sup>. *Переход ламинарного течения в турбулентное* приводит к увеличению **Т. п.** в несколько раз. Шероховатость поверхности также вызывает увеличение **Т. п.** Химическая природа материала, из которого изготовлена или которым покрыта поверхность ЛА, не влияет на значение **Т. п.** при скорости ЛА приблизительно до 3000 м/с. При **больших** скоростях полёта, когда воздух в пограничном слое частично диссоциирован, химическая природа материала оказывает влияние на скорость рекомбинации ионов у поверхности тела и количество выделяющейся при этом теплоты. Путём использования материала, не являющегося катализатором, **Т. п.** может быть уменьшен при благоприятных условиях приблизительно в два раза.

*Лит.:* Основы теплопередачи в авиационной и ракетно-космической технике, под ред. В. К. Кошкина. М., 1975.

*В. Я. Боровой.*

**Тепловые измерения** в аэродинамическом эксперименте — измерения температуры конструкции ЛА (его модели) и температуры окружающей его газовой среды, а также *теплого потока*, поступающего на поверхность ЛА.

Для измерений температуры конструкции применяются термоэлектрические термометры (термопары) и термометры сопротивления, а также приборы, принцип действия которых основан на регистрации теплового излучения поверхности (оптические и фотоэлектрические пирометры тепловизоры — телевизионные системы, приёмные электронно-лучевые трубки которых чувствительны к тепловому излучению). При **Т. и.** газового потока обычно измеряют *температуру торможения* с помощью термопары, заключённой в камеру с небольшим протоком газа (камеру торможения). О плотности теплового потока от газа к поверхности ЛА (модели) обычно судят по скорости изменения температуры соответствующего участка поверхности ЛА (модели). При этом температура поверхности определяется дискретными измерителями температуры (термопарами) или с помощью так называемых панорамных методов. Термопары используются в составе «тонких стенок» (металлическая стенка модели толщиной от 0,1 до 1 мм, к которой приварены термопары — до 1000 штук; применяются при исследовании в аэродинамических трубах) и калориметров (металлический диск, теплоизолированный от остальной конструкции ЛА, к которому присоединена термопара; используются при лётных исследованиях ЛА). При панорамных методах (применяются при исследованиях в аэродинамических трубах) температура поверхности модели определяется с помощью тепловизоров или путём нанесения на поверхность термоиндикаторных покрытий — тонких слоёв вещества, резко изменяющего цвет или др. оптические характеристики при известной температуре. Линия, на которой изменяется цвет поверхности, является линией постоянного значения температуры (теплого потока). Перемещение линии по поверхности модели регистрируется кинокамерой; плотность теплового потока определяют по скорости её перемещения.

*Лит.:* Петунин А. Н., Измерение параметров газового потока (Приборы для измерения давления, температуры и скорости), М., 1974; Преображенский В. П., Теплотехнические измерения и приборы, 3 изд., М., 1978.

*В. Я. Боровой.*

**Теплозащитные материалы** в авиастроении — конструкционные материалы, применяемые в качестве пассивного средства защиты какой-либо поверхности ЛА или др. элементов конструкций от *аэродинамического нагрева* или воздействия горячего газового потока. Различают 3 основных типа **Т. м.**: абляционные материалы; материалы с высокой эрозионной стойкостью и теплопоглощающей способностью; неразрушающиеся материалы с низкой теплопроводностью и высокой излучаемой способностью.

В авиационной технике в качестве **Т. м.** обычно используют высокопрочные керамические или органические материалы с наполнителями. Наиболее распространены абляционные **Т. м.** (см. *Абляция*). Основные абляционные **Т. м.** — графит, фенольный стеклопластик, силикат циркония. Конструкционные **Т. м.** с высокой эрозионной стойкостью эффективны, если они обладают высокой теплопоглощающей способностью, оцениваемой по общему количеству теплоты, затрачиваемой на нагревание материала до температуры плавления. Наиболее эрозионностойкими являются углеродсодержащие **Т. м.** и вольфрам, применяемые в авиационно-космической технике, например для изготовления вкладышей сопел РДТТ. Неразрушающиеся **Т. м.** с низкой теплопроводностью и высокой излучательной способностью относятся к многократно используемым средствам пассивной защиты. Так, **Т. м.** на основе кварцевых волокон с эрозионно-стойким покрытием, содержащим кварц и борид кремния, имеющий плотность 150—250 кг/м<sup>3</sup>, теплопроводность менее 0,1 Вт/(м·°C), степень черноты не менее 0,9, способен десятки часов работать при температуре до 1250°C. Рабочая температура **Т. м.** многократного использования на основе элементоорганических связующих и неорганических наполнителей при плотности не более 1640 кг/м<sup>3</sup> не превышает 1000°C.

Лит.: Полежаев Ю. В., Юревич Ф. Б., Тепловая защита. М., 1976; Фахрутдинов И. Х., Ракетные двигатели твердого топлива. М., 1981.

Э. К. Кондрашов, В. А. Устинов.

**Теплоизоляционные материалы** в авиационной технике широко применяются лёгкие **Т. м.** преимущественно волокнистой структуры (см. *Волокнистые материалы*), так как помимо малой теплопроводности они имеют малую плотность, технологичны, долговечны, биостойки, негорючи. Для теплоизоляции используются также эластичные и жёсткие пенопласты замкнуто-ячеистой структуры (см. *Пеноматериалы*). Для защиты теплоизоляции от влаги и механических повреждений применяются облицовочные ткани с водонепроницаемыми покрытиями, металлическая фольга, лакокрасочные покрытия.

По структуре **Т. м.** можно разделить на лёгкие (рыхловолокнистые), тканые (холсты), стёганые маты, нетканые полотна, формованные плиты и изделия, шнуры. Волокнистые **Т. м.** имеют сообщающиеся поры и обладают хорошими звукопоглощающими свойствами, поэтому широко используются в технике и как *звукопоглощающие материалы*. На самолётах и вертолётах в качестве теплозвукоизоляционных материалов применяются главным образом самые лёгкие (рыхловолокнистые) **Т. м.** с плотностью 10—25 кг/м<sup>3</sup>.

В. Г. Набатов.

**Теплопеленгатор** — устройство на борту ЛА для определения направления на каком-либо объект (цель) по его тепловому (инфракрасному) излучению. Различают **Т.** обзорные, следящие и обзорно-следящие; автономные и входящие в состав тепловизионных систем, оптических локаторов и т. д. По конкретному назначению бывают **Т.** воздушных целей, **Т.** наземных объектов и т. д.

Тепловое излучение испускается всеми телами при любых температурах, отличных от абсолютного нуля. Интенсивность и спектр излучения, дошедшего до **Т.**, определяются агрегатным состоянием, температурой и коэффициентом излучения объектов, а также характеристиками поглощения и рассеяния излучения в атмосфере. Оптическая система **Т.** собирает излучение от объектов и направляет его на приёмник, преобразующий ИК излучение в электрический сигнал. В результате формируется мгновенное поле зрения (одно- или многодиаграммное в соответствии с числом чувствительных площадок приёмника). Система отклонения мгновенного поля зрения (оптико-механическая, акустооптическая и др.) обеспечивает стабилизацию и угловые перемещения поля зрения, а также сканирование (просмотр) поля обзора. Перед тем как попасть на приёмник, излучение может проходить через оптический модулятор, который осуществляет пространственную фильтрацию оптического изображения и кодирование информации, позволяющее определить направление на цель. Для уменьшения уровня шумов в электрическом сигнале применяется устройство охлаждения. Электрический сигнал приёмника поступает в схему обработки сигнала, которая обеспечивает приём и усиление сигнала в полосе частот, соответствующей частоте оптической модуляции, извлечение из сигнала информации о положении цели и передачу её на индикатор и в обратную связь контура слежения за целью.

Лит.: Лазарев Л. П., Оптико-электронные приборы систем управления летательными аппаратами, 4 изд., М., 1984; Госсорг Ж., Инфракрасная термография, пер. с франц. М., 1988.

К. В. Обросов.

**Теплопрочностные испытания** — экспериментальное исследование *тепловой прочности* натурной конструкции ЛА в лабораторных условиях, при котором воспроизводятся наиболее опасные возможные в эксплуатации комбинации *температурных полей* в испытываемой конструкции и действующих на ЛА нагрузок для определения реакций конструкции на эти воздействия. Результаты **Т. и.** служат основным критерием при оценке *несущей способности* и *ресурса* конструкции ЛА, а также, наряду с расчетными данными, используются для выявления её

*напряженно-деформированного состояния* и слабых мест, требующих усиления. **Т. и.** проводятся с середины 50-х гг. в связи с резко возросшими скоростями полетов, вызывающими *аэродинамическое нагревание* поверхностей ЛА.

При **Т. и.** натурную конструкцию ЛА синхронно нагревают и нагружают по разработанным программам, доводя в заданный момент времени нагрузку до значения, при котором наступает разрушение конструкции. Используемые при **Т. и.** средства нагружения отличаются от применяемых при *статических испытаниях* тем, что все устройства, попадающие в зону высоких температур, выполняются из жаропрочных материалов или имеют теплоизоляцию. Программное нагревание испытываемой конструкции обычно осуществляют при помощи ИК нагревателей с излучателями в виде трубчатых кварцевых ламп накаливания или тонкостенных элементов из жаростойких сплавов, например нихрома. Для предотвращения рассеивания лучистой энергии нагреватели оборудуются либо рефлекторами из алюминия или его сплавов, либо экранами из термостойкой пористой керамики. ИК нагреватель с кварцевыми лампами может длительно работать при температуре испытываемой конструкции до 1400{{ }}К. В нейтральной среде или вакууме применяют графитовые излучатели в виде пластин, трубок и спиралей, которые обеспечивают нагревание конструкций до 2000{{ }}К. Иногда для нагревания конструкции используют поток горячего газа. Программное охлаждение испытываемой конструкции производят, обдувая её поверхность потоком или струями воздуха. Низкие температуры и высокие скорости охлаждения получают, впрыскивая в воздух жидкий азот.

Контроль за воспроизведением внешних воздействий на испытываемую конструкцию и определение её реакций осуществляют путём измерения температуры, плотности лучистых потоков, усилий, давлений, прогибов и относительных деформаций. В качестве первичных преобразователей, число которых может превосходить 10000, наиболее распространены термопары и тензорезисторы (см. *Тензометрия*). **Т. и.** проводятся в залах или вакуумных каналах, оборудованных гидравлической системой нагружения, тиристорными регуляторами напряжения (число их может достигать 500, а общая мощность 40 МВт), системой охлаждения сжатым воздухом (иногда с впрыском в него жидкого азота) и т. д. Сбор и обработку экспериментальных данных производят быстродействующие измерительно-информационные системы с ЭВМ. Для управления быстрым программным нагреванием и нагружением сложной натурной конструкции ЛА используют многоканальные САУ, имеющие иногда до 250 каналов независимого программного нагружения и до 500 каналов нагревания.

*А. Н. Баранов.*

**Теплота сгорания топлива** — количество теплоты, выделяющейся при полном сгорании топлива. **Т. с.**, отнесённая к единице массы топлива, называется массовой, **Т. с.**, отнесённая к единице объёма, — объёмной **Т. с.**, или энергоёмкостью. Различают высшую и низшую **Т. с.** топлива. Высшая **Т. с.** определяется с учётом теплоты фазовых превращений продуктов сгорания при их охлаждении до 20{{ }}С, низшая — без учёта этой теплоты. Например, при подсчёте низшей **Т. с.** углеводородных топлив из количества теплоты, выделившейся при полном сгорании топлива, вычитается теплота, затрачиваемая на испарение воды, содержащейся в топливе до сгорания и образовавшейся при сгорании. Разница между высшей и низшей **Т. с.** нефтепродуктов составляет 5—10%. Обычно для теплотехнических расчётов и сравнительной оценки топлив пользуются низшей **Т. с.**

**Т. с.** определяет требуемый запас топлива на борту ЛА для выполнения полётного задания. Чем выше **Т. с.**, тем меньше топлива требуется для заправки самолёта (вертолёта). Это особенно важно в тех случаях, когда трудно разместить на самолёте баки требуемой вместимости (высокоскоростные самолёты, самолёты, рассчитанные на большую дальность полёта). Фактические значения низшей массовой **Т. с.** авиационных бензинов 43,4—43,8 МДж/кг (10350—10450 ккал/кг), реактивных топлив 43—43,4 МДж/кг (10250—10350 ккал/кг). Из горючих веществ

наибольшей массовой **Т. с.** обладает водород. Его высшая **Т. с.** 144 МДж/кг (34500 ккал/кг), низшая — 119 МДж/кг (28550 ккал/кг).

Из отечественных стандартных реактивных топлив (см. *Топливо авиационное*) наибольшей объёмной **Т. с.** обладает топливо Т-6—36,1 МДж/л (8650 ккал/л). Это на 7—8% больше, чем у массового реактивного топлива ТС-1, и на 12—13% больше, чем у авиационных бензинов. Объёмная **Т. с.** реактивных топлив может быть значительно повышена введением в них порошкообразных металлов (бор, алюминий и др.). Например, при содержании в топливе типа РТ 50% бора (по массе) объёмная **Т. с.** смеси составляет 61,3 МДж/л (14650 ккал/л). Для предотвращения расслоения смесового топлива с осаждением порошка металла в топливо должна вводиться стабилизирующая присадка, превращающая смесь в устойчивую суспензию. Разработка суспензионных топлив для авиации — перспективное направление повышения энергоёмкости топлив.

*Е. П. Фёдоров.*

**«Тёркиш Эрлайнс»** (ТНУ Turkish Airlines, T{{ü}}rk Hava Yolları АО) — национальная авиакомпания Турции. Основана в 1933 под названием «Девлет Хава Йоллари», современное название с 1956. Осуществляет перевозки на внутренних авиалиниях, а также в страны Европы, Ближнего и Дальнего Востока, Северной Африки. В 1989 перевезла 4,2 млн. пассажиров, *пассажирооборот* 5,05 млрд. п.-км. Авиационный парк 35 самолётов.

**Тер-Маркарян** Арутюн Мкртчян (1903—1990) — советский организатор авиационной промышленности, профессор (1953), кандидат технических наук (1948). После окончания МВТУ в 1926 работал инженером-конструктором, начальник конструкторского отдела, начальник производства, главный инженер авиационного завода № 22 в Москве. В 1937—39 — директор и начальник строительства авиационный завода в Комсомольске-на-Амуре. Принимал участие в организации перелёта в США *В. П. Чкалова, А. В. Белякова, Г. Ф. Байдукова*, а также розыска самолёта *В. С. Гризодубовой, П. Д. Осипенко, М. Д. Расковой*. В 1940—41 — главный инженер Саратовского и Новосибирского авиационный заводов, в 1941—57 — начальник главного управления МАП СССР, затем (до 1967) — заместитель начальника отдела в Госплане СССР. С 1941 преподавал в МАИ. Принимал участие в освоении производства многих самолётов *А. Н. Туполева, А. С. Яковлева, Н. Н. Поликарпова, А. И. Микояна, С. В. Ильюшина, П. О. Сухого* и др., в организации вертолётостроения, выплавки стали хромансиль, производства воздушных винтов изменяемого шага. Государственная премия СССР (1946, 1950). Награждён 3 орденами Ленина, орденами Отечественной войны 1-й степени, Трудового Красного Знамени, медалями. Портрет см. на стр. 566.

А. М. Тер-Маркарян.

**Термобарокамера** (от греч. Th{{é}}gm{{ē}} — тепло и *барокамера*) — камера, в которой при испытаниях авиационных двигателей и их элементов воспроизводятся давление и температура воздуха, соответствующие полётным условиям. **Т.** — рабочая часть испытательного стенда, в которой размещается объект испытаний. Для работы **Т.** необходима мощная компрессорно-эксаустерная станция, обеспечивающая **Т.** необходимым количеством воздуха с давлениями, соответствующими сочетаниям заданных значений скорости и высоты полёта. Для обеспечения необходимой *температуры торможения* применяются воздухоподогреватели или холодильно-осушительные станции.

Для испытаний авиационных двигателей по параметрам торможения, то есть при давлении и температуре на входе в двигатель, соответствующих полётным условиям, наиболее распространены **Т.** с присоединённым трубопроводом на входе (см. рис.). Двигатель 1 с присоединённым трубопроводом 2 устанавливается на силоизмерительном устройстве 3. Воздух с заданными давлением и температурой поступает к двигателю из успокоительной камеры 4 через плавный входной коллектор 5, стыковка которого с присоединённым трубопроводом

осуществляется с помощью эластичного уплотнения 6. В присоединённом трубопроводе может размещаться устройство для измерения расхода воздуха на входе в двигатель. Через патрубок 7 в Т. подаётся воздух для поддержания заданной температуры. При отсосе высокотемпературных газов через выпускной трубопровод 9 внутри Т. создаётся давление, соответствующее имитируемой высоте испытаний. Т. может быть снабжена противовзрывными предохранительными клапанами 8.

Т. может служить рабочей частью аэродинамического стенда для испытаний силовой установки в условиях обдува воздухозаборника до- или сверхзвуковым потоком воздуха. При этом силовая установка размещается в Т., а на входе в Т. устанавливается аэродинамическое сопло. Т. широко используется для воспроизведения климатических условий при испытаниях авиационных двигателей.

*А. И. Тимошин.*

Термобарокамера.

**Термостабильность топлива** — устойчивость топлива к химическим превращениям при повышенных температурах. Для *топлива авиационного* под Т. т. понимают устойчивость к образованию осадков, смол, гидропероксидов, газообразных углеводородов и др. продуктов термоокисления и термодеструкции, приводящих к нарушению нормальной работы топливной системы ЛА. От Т. т. зависит допустимый уровень нагревания топлива в топливных системах. Из отечественных авиационных топлив наименее термостабильны топлива, получаемые прямой перегонкой нефти Т-1, ТС-1, Т-2. В их составе содержатся природные гетероатомные соединения, которые легко окисляются растворённым в топливе кислородом уже при температурах 100—120{{°}}С с образованием осадков и смолистых соединений. Поэтому указанные топлива не применяются на ЛА с температурами топлива в системах выше 120{{°}}С. Более термостабильны топлива РТ, Т-6, Т-8В.

Для предотвращения образования в гидроочищенных топливах гидропероксидов, активных радикалов — продуктов термоокисления, агрессивных к уплотнительным материалам топливных систем, — эти топлива дополнительно стабилизируют антиокислительными присадками. При надёжной стабилизации гидроочищенные топлива могут нагреваться в топливных системах до температур начала интенсивной термодеструкции (350{{°}}С и выше в зависимости от времени нахождения в зоне нагрева и контактирующих материалов).

*Г. И. Ковалёв.*

**Техническая дальность полёта** — расстояние, которое ЛА может пролететь от взлёта до посадки в условиях стандартной атмосферы (см. *Международная стандартная атмосфера*) без ветра, с максимально возможной выработкой топлива и с нагрузкой, обусловленной техническими требованиями.

**Техническая диагностика состояния ЛА** — установление и изучение признаков, характеризующих наличие дефектов в ЛА (его системах, силовых установках, бортовом оборудовании), для определения его технического состояния, характера и причин нарушения нормального функционирования, выявления мест возникновения и закономерностей развития повреждений и отказов ЛА. Т. д. как раздел авиационной науки разрабатывает принципы и методы исследований и прогнозирования технического состояния ЛА, применения *системы сбора полётной информации*, бортовых и наземных средств контроля, а также диагностические алгоритмы (проверки и поиска). При **диагностировании** технического состояния ЛА используются оперативная и накапливаемая в *бортовом накопителе* информация, программно-математического обеспечения, реализующее диагностические алгоритмы.

На стадии *проектирования* ЛА принципы Т. д. осуществляются путём реализации требований к контролепригодности, включая выбор диагностических средств и параметров. При *испытаниях*

*авиационной техники* оценивается эффективность диагностических средств для заданных условий и режимов полёта. При техническом обслуживании ЛА в процессе *эксплуатации авиационной техники* используются созданные диагностические средства и на основе анализа полученной информации определяется фактическое техническое состояние ЛА.

Применение **Т. д.** способствует повышению безопасности и эффективности полётов, снижению трудозатрат на техническое обслуживание и переходу к эксплуатации ЛА по фактическому состоянию.

*В. В. Косточкин.*

**Техническая скорость** — скорость полёта, определяемая как отношение расстояния между пунктами вылета и посадки к интервалу времени от начала *разбега* ЛА на взлёте и до окончания *пробега* на посадке. При составлении расписаний учитывается также время рулений перед разбегом и после пробега.

**Технический контроль в авиастроении** — совокупность работ по контролю количественной и качественной характеристик свойств продукции или технологического процесса, от которого зависит качество продукции, с целью обеспечения установленного техническими требованиями качества, эксплуатационной надёжности и долговечности изделий авиационной техники. **Т. к.** включает: 1) входной контроль продукции предприятий-поставщиков — материалов, полуфабрикатов и комплектующих готовых изделий; 2) операционный контроль на разных стадиях изготовления деталей, узлов и изделий; 3) контроль технологического процесса, включая контроль за состоянием технологического оборудования, оснастки и т. п., 4) приёмочный контроль готовой продукции, по результатам которого принимается решение о её годности к поставке и использованию. **Т. к.** состоит из контрольных операций и испытаний, весьма разнообразных по составу, содержанию, исполнителям, месту и времени исполнения, степени сложности изделий, характеру технологического процесса (см. рис.). Особенности **Т. к.** в авиастроении: высокие требования к надёжности изделий; необходимость сплошного контроля на всех этапах производства, в том числе после каждой сборочной, монтажной, регулировочной операции; большой объём работ по контролю правильности функционирования и работоспособности изделий при наземных и лётных испытаниях; большое число различных по физической природе контролируемых параметров и характеристик, измерение которых необходимо выполнять с высокой достоверностью и точностью, большой удельный вес контрольно-испытательных работ в общей трудоёмкости и цикле производства продукции.

В авиастроении широко применяются физические методы неразрушающего контроля с использованием ионизирующих излучений, УЗ колебаний, электромагнитных полей и др. физических явлений (см. *Дефектоскопия*), специальные измерительные приборы, устройства, установки и контрольно-испытательные стенды, автоматизированные информационно-измерительные системы, обеспечивающие сокращение трудоёмкости и возможность контроля работоспособности агрегатов, двигателей, бортовых систем ЛА на режимах работы и в условиях, приближённых к эксплуатационным.

Важное значение имеет метрологическое обеспечение авиационного производства, включающее совокупность мер по обеспечению единства, достоверности и требуемой точности измерений, анализа состояния, совершенствования и эффективного использования измерительных и контрольно-испытательных средств.

*С. В. Румянцев.*

Схема технического контроля на авиационном заводе: ЦЗЛ — центральная заводская лаборатория; КИС — контрольно-испытательная станция; ЛИС — лётно-испытательная станция.

**Техническое обслуживание и ремонт авиационной техники по состоянию.** При технической эксплуатации до предотказного состояния выполняется техническое обслуживание (ТО) с

контролем параметров и ремонт после замены изделий по техническому состоянию, при технической эксплуатации до безопасного отказа — ТО с контролем уровня надёжности и ремонт после отказа изделия.

При ТО с контролем параметров в эксплуатационной документации устанавливается предотказное значение параметра, определяющего техническое состояние того или иного изделия авиационной техники; при достижении этого значения параметра изделие считается неисправным и требующим проведения операций ТО или ремонта. Этот вид ТО применяется для изделий, обладающих достаточной контролепригодностью, отказы которых влияют на безопасность и регулярность полётов, а значения наработок до отказа имеют существенный разброс; позволяет обеспечить безопасность полётов за счёт раннего, до наступления отказа, обнаружения дефектов и повысить экономическую эффективность эксплуатации путём максимально возможного использования работоспособности каждого изделия.

При ТО с контролем уровня надёжности операции ТО назначаются после отказа изделия. По результатам контроля уровня надёжности парка изделий применяются меры по повышению их надёжности. Этот вид ТО предусмотрен для изделий, отказы которых непосредственно не влияют на безопасность полётов, а значения наработок до отказа имеют существенный разброс; обеспечивает высокую экономическую эффективность эксплуатации за счёт полного использования работоспособности каждого изделия.

Ремонт по техническому состоянию предусматривает восстановление исправности изделия, нарушение которой случайно во времени и определяется диагностированием изделия при поступлении его на ремонтное предприятие. Предупредительное восстановление ресурса производится только для «слабых» (с точки зрения надёжности) составных частей изделия. См. также ст. *Техническая диагностика, Эксплуатация авиационной техники*.

*В. Е. Квитка.*

**Технологичность конструкции летательного аппарата** — совокупность свойств конструкции с заданными эксплуатационными характеристиками, обеспечивающих наименьшие затраты при её производстве, техническом обслуживании (ТО) и ремонте ЛА. Различают производственную и эксплуатационную технологичность. При создании ЛА возможна разработка различных вариантов конструкции, полностью удовлетворяющих заданным техническим требованиям, но не равнозначных по затратам на производство и эксплуатацию. Оптимальная **Т. к.** зависит от используемых материалов, способов изготовления деталей, методов сборки узлов, отсеков и агрегатов, монтажа и контроля бортовых систем.

**Т. к.** является одной из основных характеристик ЛА, которая должна быть обеспечена при его проектировании наряду с такими характеристиками, как масса, надёжность, ресурс и др. При этом учитывают взаимосвязь всех параметров конструкции, так как в ряде случаев улучшение какого-либо одного параметра может привести к ухудшению другого или нескольких из них. Например, уменьшение массы конструкции ЛА достигается применением высокопрочных материалов, однако они трудно поддаются обработке и имеют высокую стоимость, в то время как одно из основных требований **Т. к.** — применение дешёвых и легкообрабатываемых материалов. Противоречивость требований к конструкции ЛА вызывает необходимость поиска приемлемых компромиссных решений на основе анализа различных вариантов. При производстве одной и той же составной части ЛА также возможны несколько вариантов технологических процессов, каждый из которых может полностью удовлетворять требованиям чертежей и технических условий, но существенно отличаться по производственным затратам. Выбор технологических процессов в значительной мере определяется производственными условиями, типом производства (единичное, серийное и т. д.).

Для объективной оценки **Т. к.** различных вариантов необходимо сравнение экономических показателей технологических процессов изготовления, ТО и ремонта ЛА с учётом суммарных

затрат на всех этих стадиях. Увеличение затрат на одних стадиях может значительно уменьшить затраты на других и снизить общие затраты на изготовление и эксплуатацию ЛА. Оценку вариантов конструкции желательно проводить на всех стадиях *жизненного цикла* изделий авиационной техники. Особенно важна и необходима оценка **Т.к.** на ранней стадии проектирования, когда определяется общая компоновка ЛА.

На всех стадиях проектирования, изготовления и эксплуатации ЛА может применяться метод качественной оценки **Т.к.** Основное содержание этого метода, используемого конструкторами и технологами, — выявление соответствия конструктивного оформления составных частей ЛА требованиям технологических процессов их изготовления, ТО и ремонта. Однако качественная оценка **Т.к.** имеет ряд недостатков — субъективность, односторонность оценок специалистов различного профиля и т. д.

Поэтому применяют также методы количественной оценки различных вариантов конструкции, основным содержанием которых являются расчёт и сравнение показателей **Т.к.** К этим методам относятся метод экспертных оценок, аналоговый метод, метод структурных показателей и аналитический метод. Экспертная оценка **Т.к.** производится на основании сравнения конструктивных особенностей нового и ранее выпускавшегося ЛА. При аналоговом методе оценку **Т.к.** проводят по показателям изделия-аналога, внося необходимые коррективы. Для уточнения оценки **Т.к.** проводят расчёт показателей **Т.к.** по формулам, учитывающим их зависимость от какого-либо определяющего параметра конструкции, например от её массы. При оценке **Т.к.** методом структурных показателей рассчитывают коэффициенты, учитывающие унификацию и стандартизацию деталей, преимущество составных частей, свойства используемых материалов, точность обработки, объём применения различных технологических процессов и др. факторы.

Перспективным является аналитический метод оценки **Т.к.**, базирующийся на сравнении объективных показателей, полученных на основе математического моделирования конструкции составных частей ЛА и технологии их изготовления, ТО и ремонта. Для каждого варианта конструкции детали, узла, секции, отсека и агрегата ЛА с помощью математической модели выбирается оптимальный вариант технологического процесса, а также производится расчёт объективных показателей **Т.к.** Окончательный вариант конструкции выбирается на основе сравнения объективных показателей **Т.к.** каждого варианта. В качестве объективных показателей **Т.к.** используют себестоимость и трудоёмкость производства, ТО и ремонта изделий, материалоемкость, суммарные затраты времени на производство (производственный цикл), ТО (цикл обслуживания) и ремонт (ремонтный цикл) изделий авиационной техники.

*П. Н. Белянин, М. Б. Уланов.*

**Технология авиастроения** — область технологии машиностроения, включающая процессы, методы, способы и технические средства изготовления изделий авиационной техники.

В начальный период развития авиационной техники **Т.а.** располагала ограниченными средствами, которые определяли характер технологических процессов при создании ЛА, изготовлявшихся в основном из деревянных деталей с использованием полотняной обшивки. В заготовительном производстве преобладали деревообрабатывающие операции, на сборке применялось главным образом склеивание деталей органическими клеями. Подавляющее большинство операций производилось вручную; сборка узлов и агрегатов — без специальных приспособлений с подгонкой деталей по месту сопряжения. По мере увеличения в плане числа металлических деталей стала применяться обработка металлов резанием, в основном точение, сверление и фрезерование на универсальном оборудовании; совершенствовались слесарно-сборочные работы.

В 20-е гг. с началом создания цельнометаллических самолётов появились новые технологические операции: изготовление деталей из металлических листов, профилей и труб, а также новые виды соединений, в том числе неразъёмных — ручная клепка и ручная кислородно-ацетиленовая сварка. Для получения плоских металлических деталей разработаны методы раскрытия листовых заготовок,

штамповки и прессования. При сборке узлов и агрегатов нашли применение специальные приспособления. В 30-е гг. интенсивно развивались специфические для авиационной промышленности технологические процессы и технические средства оснащения производства, в том числе процессы механизированной потайной клёпки.

Сокращению сроков освоения новой авиационной техники способствовало внедрение типизации технологических операций и процессов, стандартизации элементов технологической оснастки и инструмента. Трудоемкие ручные операции постепенно заменены механизированными: изготовление деталей из листов и профилей на молотах и прессах, клёпка пневмомолотками, а также с использованием переносных и стационарных прессов, выполнение сварных соединений электродуговой, атомно-водородной и электроконтактной сваркой. Для увязки геометрических параметров составных частей ЛА (агрегатов), аэродинамические обводы которых стали более сложными, был разработан *плазово-шаблонный метод*. Значительное увеличение выпуска самолётов в период Великой Отечественной войны потребовало расширения механизации технологических процессов, применения поточной и поточно-конвейерной сборки ЛА и авиационных двигателей. В послевоенные годы в связи с созданием реактивной техники для технологического обеспечения производства разработаны новые технические средства и технологические процессы изготовления заготовок, деталей, узлов и агрегатов ЛА. К ним относятся: получение заготовок крупногабаритных тонкостенных деталей (например, панелей из алюминиевых сплавов) литьём способом выжимания; корпусных деталей из алюминиевых и магниевых сплавов литьём под низким давлением; деталей из жаропрочных и магниевых сплавов штамповкой на молотах и прессах; изготовление деталей из листов и профилей методами группового раскроя листовых заготовок на копировально-фрезерных станках; получение обшивок ЛА одинарной и двойной кривизны гибкой, прокаткой, обтяжкой или обтяжкой с растяжением; листовых деталей сложных форм вытяжкой; бесшовных тонкостенных оболочек постоянной и переменной толщины с оребрением раскаткой и выдавливанием; корпусных деталей кольцевой обтяжкой разжимными пуансонами, гибкой или гибкой с растяжением. В области обработки деталей резанием разработаны и освоены такие процессы, как контурное фрезерование длинномерных деталей (поясов лонжеронов, стрингеров и поясов балок) переменного сечения на специализированных станках со следящими копировальными устройствами; фрезерование сложных силовых деталей на копировальных станках с гидравлическим следящим приводом; обработка профиля пера, замковой части и кромок лопаток газотурбинных двигателей на копировальных фрезерных, шлифовальных и доводочных станках; обработка деталей из жаропрочных сплавов и высокопрочных сталей с интенсификацией режимов резания.

Различными способами сварки обеспечиваются сварные соединения. Ручной и автоматической аргоно-дуговой сваркой соединяют элементы деталей из сталей и лёгких сплавов; автоматической сваркой в среде защитных газов — стальные изделия; полуавтоматической и автоматической сваркой под флюсом — детали из сталей; импульсной сваркой — тонкие оболочки, сильфоны и гибкие металлические рукава; механизированной контактной точечной и роликовой сваркой — различные элементы листовых заготовок; термоимпульсной и УЗ сваркой — полимерные материалы.

Для выполнения сборочно-клепальных работ созданы и освоены различные способы монтажа сборочной оснастки из нормализованных элементов с использованием плазкондукторов и инструментальных стенов; приёмы сборки узлов, секций, отсеков и агрегатов ЛА по сборочным и базовым отверстиям. Получило распространение механизированное сверление и зенкование отверстий под заклёпки и болты; полуавтоматическая групповая прессовая клёпка плоских каркасных узлов и панелей, освоено выполнение высококачественных герметичных заклёпочных соединений.

Дальнейшее интенсивное развитие **Т. а.** связано с созданием сверхзвуковых самолётов, пассажирских самолётов новых поколений, а также с применением в авиационной технике высокопрочных сталей и титановых сплавов. Для технологического обеспечения производства ЛА

разработаны такие процессы, как изготовление деталей и моноблочных элементов конструкций на станках с числовым программным управлением (ЧПУ); электрохимическая и электрофизическая, электронно-лучевая и лазерная обработка, виброупрочнение поверхностей деталей. Продолжается совершенствование изготовления деталей и узлов из лёгких цветных и жаропрочных сплавов.

Развитие **Т. а.** в 80-е гг. определялось дальнейшим расширением номенклатуры изделий авиационной техники, повышением их эксплуатационных характеристик. Усложнение аэродинамических обводов ЛА, улучшение характеристик ГТД, повышение требований к точности и качеству изготовления узлов и деталей потребовало расширения применения труднообрабатываемых материалов, в особенности титановых сплавов и жаропрочных сталей. В связи с увеличением размеров самолётов и вертолётов возросло применение монолитных крупногабаритных деталей (нервюр, шпангоутов, балок, стенок), в том числе длиной до 30 м из высокопрочных алюминиевых сплавов (панелей крыла, поясов лонжеронов и др.). Всё в большем объёме применяются сотовые клеёные, сварные и паяные конструкции, а также конструкции с деталями из полимерных *композиционных материалов*.

Для технологического обеспечения создания и серийного производства новой авиационной техники современная **Т. а.** располагает совокупностью процессов, методов, способов и технических средств изготовления различных видов заготовок, деталей, узлов и агрегатов на всех этапах производства от заготовительного до отделочной обработки и сборки. В **заготовительном производстве** применяются технологии, обеспечивающие изготовление заготовок с высокими и стабильными прочностными свойствами, с минимальными припусками на механическую обработку и минимальной дополнительной размерной обработкой поверхностей. В области технологии **литья** эта задача решается путём освоения технологических процессов точного стального и титанового литья, в том числе литья под давлением, в вакууме, обеспечивающих повышение прочности и плотности отливок, процессов для получения тонкостенных отливок, работающих в условиях высоких знакопеременных нагрузок, литья с использованием эффекта направленного затвердевания расплава. В **кузнечно-штамповочном производстве** выпуск точных заготовок из высокопрочных и труднодеформируемых сталей, титановых и др. сплавов обеспечивается такими прогрессивными процессами, как малоокислительный и безокислительный нагрев, нагрев с применением защитно-смазочных покрытий, деформирование на высокоскоростных молотах, деформирование в изотермических условиях и условиях сверхпластичности, электровысадка, холодное выдавливание, высокоскоростная штамповка, горячее деформирование композиционных и порошковых материалов в условиях сверхвысокого гидростатического давления. Для технологии заготовительно-штамповочного производства характерно получение сложных деталей из труднодеформируемых материалов, внедрение процессов пластического деформирования взамен процессов резания, а также снижение ручных доводочных работ в результате изготовления деталей из листов, профильных материалов и труб. Специфические процессы **механической обработки** деталей в авиационной промышленности включают: фрезерование монолитных панелей больших размеров, фрезерование сотовых заполнителей, изготовление лопаток, валов и дисков газовых турбин и др. процессы. Механическая обработка осуществляется на специальном и специализированном металлорежущем оборудовании, часто с ЧПУ. В конце 60-х гг. получили распространение технологические процессы размерного химического травления, электрохимической и электрофизической обработки. Область их применения всё более расширяется. **Размерное химическое травление** применяется для обработки крупногабаритных листовых деталей сложного профиля (типа обшивок, панелей), для удаления тонких слоёв материала с поверхности деталей с целью уменьшения их массы и шероховатости и повышения точности, для получения клиновых сечений деталей.

Важное место в **Т. а.** занимает **термическая обработка** металлов. Специфичной для **Т. а.** является термообработка в защитных средах и с применением высококонцентрированных источников нагрева, в том числе скоростная электротермическая обработка тонкостенных корпусных деталей из высокопрочных сталей и титановых сплавов; несимметричных стальных изделий с большой толщиной стенок; поверхностей деталей и узлов, работающих в условиях ударного нагружения и

износа. При изготовлении крупногабаритных сварных конструкций из титановых сплавов применяется термообработка в вакууме и аргоне, совмещённая с термической правкой, с релаксацией упругих напряжений. Технология термообработки развивается в направлении совершенствования методов упрочняющей обработки крупногабаритных изделий, конструкций из высокопрочных материалов, создания принципиально новых способов упрочнения, обеспечивающих полную реализацию прочностных возможностей материалов.

**Упрочняющая обработка** в **Т. а.** необходима при изготовлении большой номенклатуры алюминиевых, стальных и титановых деталей, работающих в широком диапазоне нагрузок и температур, а также для обеспечения надёжной работы контактирующих поверхностей подвижных и неподвижных соединений, в том числе поверхностей сквозных и глухих отверстий. Используются различные методы поверхностного пластического деформирования — пневмодинамический, ударно-барабанный, гидродробеструйный, а также методы раскатывания, обкатывания, алмазного выглаживания, глубокого пластического деформирования. Совершенствование упрочняющей обработки направлено на повышение производительности оборудования и улучшение качества; одним из направлений является применение программного управления процессами.

**Сборка** в общей трудоёмкости изготовления авиационной техники составляет 40—50%. Заданную точность и взаимозаменяемость составных частей ЛА обеспечивают методы увязки геометрических параметров: плазовые, эталонные, программные. Высокое качество сборки частей ЛА, включающих крупногабаритные детали, даёт применение их предварительной комплектации. Точность стыковки отсеков и агрегатов и их взаимозаменяемость гарантируются обработкой отверстий и поверхностей разъемов и стыков в разделочных стендах. Совершенствование технологии сборки направлено на сокращение подгоночных работ, на повышение уровня механизации и автоматизации сборочных процессов, а также на повышение точности и улучшение качества аэродинамических поверхностей ЛА.

Для получения соединений элементов конструкций ЛА наиболее широко применяются установка болтов, различные способы клёпки и сварки, пайка, склеивание. Соединение обшивки с элементами каркаса и соединение элементов каркаса выполняются клёпкой или контактной сваркой. **Клёпка** открытых конструкций типа плоских каркасных узлов и панелей ведётся на стационарных прессах и автоматах. При сборке закрытых конструкций применяется ударная клёпка пневматическими молотками, клёпка переносными прессами, соединение заклёпками с односторонним подходом и безударная клёпка болтами-заклёпками. В технологии клёпки наблюдается сокращение объёма ударной клёпки, в том числе путём расширения области применения контактной сварки, односторонней прессовой и автоматической клёпки заклёпками-стержнями с одновременным образованием двух замыкающих головок. Сборка с применением **сварки** характерна для **Т. а.** При этом используются высококонцентрированные источники тепла, обеспечивающие наименьшую зону термического влияния и минимальные остаточные деформации. К числу этих процессов относятся электроннолучевая, плазменная и лазерная сварки стальных и титановых деталей — обшивок, оболочек, роторов, панелей, рам, балок, стоек шасси, ёмкостей, отсеков и т. д. Плоские каркасные узлы и панели фюзеляжа, а также сотовые панели из титановых сплавов и жаропрочных сталей изготавливаются с применением точечной и роликовой сварки, а кольцевые заготовки — контактной сваркой на стыковых машинах. В области технологии получения сварных соединений осваиваются способы сварки в твёрдой фазе (диффузионная, магнитно-импульсная, взрывом и др.), а также методы снижения деформаций сварных конструкций. Созданы первые гибкие интегрированные технологии и специальное оборудование, позволяющее на одном рабочем месте выполнять всю подготовку под сварку, сварку и зональную термическую обработку с контролем качества. Эффективным способом получения неразъёмных соединений деталей из высоколегированных жаропрочных сталей и титановых сплавов является высокотемпературная **пайка**, применяемая при изготовлении узлов ГТД (камер сгорания, турбин, компрессоров высокого давления), панелей с сотовым наполнителем и др. узлов. Технологические процессы **склеивания** применяются при сборке узлов и агрегатов с сотовыми наполнителями, с

гофровым наполнителем, при соединении деталей из металла, стекла, резины, пластмасс, при креплении теплозащитных покрытий. Склеивание используется также в комбинированных соединениях (клеесварных, клееклёпаных, клееболтовых и др.). С помощью склеивания осуществляется изготовление лопастей винтов вертолётов, обшивки и панелей фюзеляжа, панелей хвостовых частей крыла и оперения, секций и панелей предкрылков, закрылков и тормозных щитков.

В **Т. а.** значительный объём работ связан с обеспечением **герметизации** различных узлов, топливных и воздушных отсеков, подвижных и неподвижных разъёмов агрегатов, клёпаных и болтовых соединений. Совершенствование технологий склеивания и герметизации направлено на повышение уровня механизации и автоматизации процессов, на уменьшение массы клеев и герметиков в изделиях, на повышение надёжности и ресурса герметичных изделий. При изготовлении узлов и составных частей ЛА из полимерных композиционных материалов применяются методы намотки, выкладки, пултрузии из пропитанных связующим однонаправленных или тканых лент из волокон углерода, стекла или кевлара для изготовления типовых узлов — обшивок, оболочек, панелей, рулей, лонжеронов, створок, крышек люков и т. п.

Важная составная часть **Т. а.** — **испытания и контроль качества изделий**. Для испытаний ЛА, двигателей и агрегатов применяются автоматизированные процессы измерения и регистрации параметров, как правило, с использованием ЭВМ. Неразрушающий контроль литых деталей, сварных и паяных соединений ведётся методами радиационной дефектоскопии. Качество точечной электросварки непосредственно в процессе её выполнения контролируется УЗ методом. Неразъёмные соединения деталей из композиционных материалов контролируются радиографическим и акустическим методами. Развитие технологии в этой области идёт в направлении повышения точности, объективности и оперативности оценки качества изделий.

Прогресс авиационной техники в значительной степени зависит от достигнутого уровня и перспектив развития **Т. а.** Дальнейшее совершенствование **Т. а.** связано с развитием лазерной технологии и таких методов поверхностной обработки, как ионная имплантация, детонационное и др. виды напыления, коренным образом улучшающие эксплуатационные характеристики конструкций. Большое значение при разработке технологических процессов в авиационной промышленности имеет автоматизация инженерного труда, в том числе на основе использования ЭВМ, САПР и АСУТП. Одним из направлений развития **Т. а.** и авиационного производства является создание и широкое применение **гибких автоматизированных производств** (ГАП) — организационно-технических систем, позволяющих в условиях мелкосерийного многономенклатурного производства в короткий срок наладить выпуск новой продукции. Отличительной особенностью ГАП по сравнению с традиционным неавтоматизированным производством является его способность обеспечивать выполнение основных принципов массового поточного производства — непрерывности, ритмичности и пропорциональности в условиях выпуска большой номенклатуры изделий малыми сериями. Для ГАП характерно использование оборудования с ЧПУ и электронных вычислительных и управляющих машин для ведения технологических процессов, а также использование различных средств для автоматизации всех проектно-конструкторских и расчётных работ. Принципиально новыми компонентами ГАП являются также легко (гибко) перестраиваемые многономенклатурные автоматизированные участки технологической подготовки производства и поисково-информационной системы подготовки и реализации сменно-суточных заданий. В производственную часть ГАП входит автоматизированное технологическое оборудование основного производства (станки с ЧПУ, прессы-автоматы, сборочные или контрольные автоматы и т. п.), а также средства загрузки-выгрузки и накопления заготовок, деталей, материалов или полуфабрикатов, автоматизированные устройства комплектации, автоматизированные транспортно-складские системы, объединяющие в единое целое участки основного и вспомогательного производств. Для выполнения транспортных, погрузочных, а в ряде случаев и основных технологических операций используются манипуляторы (промышленные роботы). Участки технологической подготовки производства строятся так же, как и участки основного производства — по принципу многономенклатурных гибко перестраиваемых автоматизированных

производств, на которых изготавливаются инструмент, приспособления и технологическая оснастка, необходимая для длительного функционирования ГАП. Соответствующее металлорежущее и др. оборудование объединяется в гибкую производственную систему, управляемую ЭВМ. К обязательным функциям ГАП относятся автоматическое диспетчирование, автоматизированное проектирование и расчёт всех управляющих технологическими процессами программ (обработки, сборки и др.). В ГАП автоматизированы расчёт плана загрузки оборудования и учёт фактической его реализации с помощью АСУ; проектно-конструкторские и расчётные работы, осуществляемые программно-вычислительными комплексами. К техническим средствам комплексов относятся мини- и микро-ЭВМ с периферийными устройствами, а также всё программное и математическое обеспечение ГАП. **Т. а.** как наиболее прогрессивная технология впитывает все новейшие достижения науки и техники, обеспечивая быстрый прогресс авиационной техники. Специфика основных технологических процессов **Т. а.** рассмотрена ниже.

**Литьё.** Литые заготовки и детали экономичны с точки зрения обеспечения максимальной точности изготовления, минимального расхода материала и затрат труда. Изделия авиационной техники содержат значительное число литых деталей, длительно работающих при высоких температурах (до 1300 К) и давлениях (до 100 МПа), в коррозионных средах при статических и динамических (в том числе знакопеременных) нагрузках. Основное направление развития литейного производства в **Т. а.** — совершенствование и внедрение способов литья, позволяющих получать тонкостенные крупногабаритные отливки, отвечающие прочностным и весовым требованиям ЛА, по конфигурации и размерам максимально приближенные к готовым деталям. Выбор способа литья определяется конфигурацией, габаритными размерами и толщиной стенок деталей, характером производства, а также требованиями к механическим свойствам, точности обработки и качеству поверхности деталей. Наибольшее применение в авиационной технике нашли способы точного литья: литьё по выплавляемым моделям, в кокиль, под давлением и др.

**Литьё по выплавляемым моделям** — способ, который позволяет получать детали любой конфигурации практически из всех применяемых в авиационной технике сплавов (нержавеющих и жаропрочных сталей, алюминиевых, магниевых и титановых сплавов) с толщиной стенок 1—2,5 мм и длиной до 0,7 м с точными размерами и высоким качеством поверхности (низкой шероховатостью —  $R_z$  40—2,5 мкм). **Литьё в кокиль** (многократно используемую металлическую форму) применяется для отливки деталей главным образом из алюминиевых и магниевых сплавов с толщиной стенок до 4 мм и длиной до 1,5 м, обеспечивая сравнительно точные размеры при хорошем качестве поверхности ( $R_z$  40—20 мкм). **Литьё под давлением** является комплексно-механизированным процессом, обеспечивающим изготовление отливок из алюминиевых, магниевых и др. сплавов с толщиной стенок до 1 мм и длиной 0,6 м с обеспечением высокого качества поверхности ( $R_z$  2,5—2 мкм). Детали не нуждаются, как правило, в дальнейшей механической обработке за исключением некоторых сопрягаемых поверхностей. Вакуумирование сплава и подпрессовка позволяют получать отливки из высокопрочных термоупрочняемых алюминиевых сплавов с высокими механическими свойствами (предел прочности 500—450 МПа). Этот способ перспективен также для изготовления цельнолитых силовых деталей ответственного назначения, деталей из титановых сплавов и стали. Литьё осуществляют на машинах с холодной горизонтальной и вертикальной камерами прессования, часто с использованием блок-форм, существенно снижающих стоимость оснастки. Отливки с толщиной стенок до 4 мм и длиной до 0,8 м из алюминиевых и магниевых сплавов с повышенной плотностью и достаточно низкой шероховатостью ( $R_z$  40—20 мкм), со стабильными качественными и весовыми характеристиками получают **литьём под низким давлением**, осуществляемым на литейных машинах, обеспечивающих высокую степень механизации. Отливки с толщиной стенок до 4 мм и длиной до 1 м из алюминиевых и магниевых сплавов получают **литьём в формы из смесей холодного твердения**. Этот способ обеспечивает хорошее качество поверхности ( $R_z$  до 20 мкм) и является перспективным для поточных линий с групповой технологией. Отливки из титановых сплавов любой сложности с толщиной стенок до 3 мм, длиной до 2 м получают **литьём в набивные графитовые формы** с центробежной или стационарной заливкой. Способ является универсальным

и позволяет при относительно коротком цикле и недорогой (металлической и деревянной) оснастке отливать детали практически любой сложности, но обеспечивает сравнительно небольшую точность и шероховатость  $R_z$  до 80 мкм. Наиболее массовые и характерные для авиационного производства тонкостенные детали (типа панелей, корпусов и т. п.) из всех алюминиевых сплавов разнообразной конфигурации с толщиной до 1 мм и длиной до 3 м получают способом **литья выжиманием**, который обеспечивает заполнение форм практически без перегрева, что резко уменьшает объёмную усадку и, следовательно, гарантирует высокую плотность отливок и точность размеров при достаточно хорошем качестве поверхности ( $R_z$  40—20 мкм).

**Штамповка** — формообразование деталей с помощью специализированного инструмента (штампа). Штамповкой получают из профильного и листового материала (**листовая штамповка**) плоские и пространственные детали, у которых толщина значительно меньше других размеров. В **Т. а.** применяют специальные методы листовой штамповки: обтяжку и гибку с растяжением для формообразования элементов обшивки двойной кривизны и длинномерных деталей планёра ЛА из профильных материалов. Штамповка производится на прессах, конструкция которых позволяет использовать упрощённые штампы, содержащие пуансон или матрицу. Для изготовления деталей каркаса самолёта из листового материала широко применяется **групповая штамповка** эластичными средами. Формообразование осуществляется с помощью форм-блока, являющегося пуансоном или матрицей. Роль второй части штампа выполняет эластичный материал, находящийся в контейнере, который входит в конструкцию прессы. Крупногабаритные детали несложной формы (обшивки одинарной кривизны, кольцевые детали) получают способом штамповки, которая называется **гибкой-выкаткой**. Эта операция производится на специализированных станках в гибочных вальцах. Формообразование листовых деталей из высокопрочных труднодеформируемых материалов производят способом горячей листовой штамповки, в том числе формообразование в режиме сверхпластичности, ползучести, а также совместно с термообработкой (для термически упрочняемых сплавов и сталей). Листовая штамповка осуществляется на специализированном прессовом оборудовании — растяжно-обтяжных и обтяжных прессах, прессах для штамповки эластичными средами.

**Объёмной штамповкой**, в результате которой существенно изменяется форма исходной заготовки, получают детали сложной пространственной формы с переменным по длине сечением. Применяют обычные методы объёмной штамповки на универсальном оборудовании (штамповочных молотах и кривошипных горяче-штамповочных прессах), а также способы изотермической (в том числе в режиме сверхпластичности) и высокоскоростной малоотходной и безотходной штамповки на винтовых и многоплунжерных прессах в разъёмных матрицах. С целью повышения точности заготовок и снижения расхода металла проводят предварительное фасонирование: горячую вальцовку, прокатку, высадку, выдавливание и др.

В качестве специализированного оборудования применяются гидравлические прессы для изотермической штамповки, многоплунжерные молоты, электровысадочные машины, вальцы, прокатные станы. Высокоточные детали сложной пространственной формы, например лопатки ГТД, получают холодной вальцовкой на специализированных установках. Нагрев исходного материала под штамповку осуществляется в электрических печах, имеющих небольшой перепад температуры по поду печи. Нагрев стальных заготовок ведётся в газовых печах малоокислительного нагрева.

**Электрохимическая обработка** — способ, которым можно обрабатывать практически любые токопроводящие материалы, независимо от их физико-механических характеристик. В основе способа лежит процесс анодного растворения металла при высокой плотности тока в проточном электролите с последующим удалением образующихся продуктов реакции из зоны обработки. В качестве электролитов используются водные растворы нейтральных солей. Для обеспечения высокой плотности тока применяются источники постоянного тока с напряжением до 24 В. Электрод-инструмент в процессе обработки не изнашивается. Наиболее эффективно применение этого способа для изготовления деталей из высокопрочных жаропрочных титановых сплавов и

сталей, обработка которых резанием затруднена. Хорошо обрабатываются нержавеющие, легированные стали и цветные сплавы. В результате электрохимической обработки в поверхностном слое не происходит структурных изменений, его микротвёрдость такая же, как и основного металла. Остаточные напряжения отсутствуют, не образуется микротрещин и наклёпа. Однако растравливание поверхности на 5—15% снижает усталостную прочность. В Т. а. применяют следующие способы электрохимической обработки: объёмное копирование, прошивку отверстий, электрохимическое шлифование и безразмерную обработку. **Объёмное копирование** применяется для обработки лопаток газовых турбин и компрессоров, фасонных поверхностей дисков, полостей корпусных деталей ГТД, полостей (гравюр) штампов и пресс-форм, различных пазов в деталях и т. п. Способом **прошивки** изготавливают охлаждающие каналы в лопатках, межлопаточные каналы в монороторах, отверстия различной формы. Максимальная скорость съёма металла при объёмном копировании 0,5—2 мм/мин, при прошивке 2,5—8 мм/мин. Шероховатость поверхности деталей из жаропрочных и титановых сплавов при копировании  $R_a$  2,5—0,83 мкм, при прошивке  $R_a$  20—10 мкм. Глубина растравливания поверхностного слоя зависит от режимов обработки, химического состава обрабатываемого материала; обычно для жаропрочных сплавов 3—20 мкм. Погрешность обработки при объёмном копировании 0,15—0,5 мм, при прошивке отверстий 0,05—0,2 мм.

С 70-х гг. получили распространение **импульсно-циклические процессы** электрохимической обработки с использованием специальных импульсных источников питания и дискретно-циклических схем перемещения электрода-инструмента. Эти процессы позволяют в 2—5 раз повысить точность обработки, однако скорость съёма металла уменьшается в 1,5—3 раза, поэтому такая обработка целесообразна на финишных операциях обработки со снятием небольшого припуска.

**Электрохимическое шлифование** применяют для обработки профиля пера лопаток газовых турбин, лабиринтных уплотнений и базовых поверхностей лопаток, сотовых уплотнений корпусных деталей двигателей. Этим методом осуществляют также профильное шлифование и заточку инструмента из твёрдых сплавов. Обработка по физической сущности не отличается от копирования и прошивки; осуществляется вращающимся электродом-инструментом, на который подаётся электролит, движущийся вслед за кругом (вдоль зазора), удаляющий продукты обработки. Процесс интенсифицируется совмещением электрохимического растворения металла с абразивным резанием, для чего применяются абразивные или алмазные круги на токопроводящей связке. Обработка ведётся при напряжении постоянного или переменного тока 4—20 В, сила тока в зависимости от площади обработки 100—400 А. Скорость подачи электрода при глубинном электрохимическом шлифовании 8—15 мм/мин, при совмещении с обработкой абразивным инструментом 20—30 мм/мин. При этом обеспечивается шероховатость поверхности  $R_a$  0,63—2,5 мкм, погрешность формообразования  $\{\pm\}$  0,05 мм, отсутствуют заусенцы, прижоги.

Для полирования лопаток газовых турбин, удаления заусенцев, скругления в деталях турбин и т. п. применяют **безразмерную электрохимическую обработку**, при которой электрод-инструмент остаётся неподвижным. Производительность процесса 0,3—0,5 мм/мин.

**Электрофизическая обработка** — общее название способов обработки конструкционных материалов непосредственно электрическим током, электронным пучком, световым лучом и др., а также комбинирование электромеханических способов, например электроабразивной обработки. В Т. а. применяется электроэрозионная, электронно-лучевая и лазерная обработки.

**Электроэрозионная обработка**, к которой относится, в частности, электроискровой способ, предложенный в 1943 Н. И. и Б. Р. Лазаренко, основан на использовании искрового разряда между электродом-инструментом (катодом) и обрабатываемой заготовкой (анодом), помещёнными в жидкий диэлектрик. При сближении электродов происходит пробой диэлектрика, в результате чего возникает электрический разряд, в канале которого образуется высокотемпературная плазма (до 10000°C). Длительность электрических импульсов 1—50 мкс, поэтому тепло не успевает

распространиться в глубь материала. Способ позволяет получить поверхность высокого качества (шероховатость на чистовых режимах  $R_z$  20 мкм, на особо тонких  $R_a$  1,25—0,63 мкм), но отличается большим износом инструмента (до 125% от объёма снятого материала при обработке стальных заготовок) и низкой производительностью. Этим способом обычно обрабатывают поверхности небольших деталей, образуют отверстия диаметром до 2 мм в листах, тонкие щели, полости небольших штампов, а также вырезают листовые заготовки. Производительность процесса может быть повышена в 5—10 раз при использовании многоконтурных схем и импульсных генераторов.

Разновидностью электроэрозионной обработки является **электроимпульсный способ**, предложенный в 1948 М. М. Писаревским. Способ основан на использовании импульсов дугового разряда, который в отличие от искрового разряда даёт температуру плазмы в канале 4000—5000{°}С, что позволяет увеличить длительность импульсов, уменьшить промежутки между ними. В зону обработки вводятся большие мощности (до нескольких десятков кВт), и таким образом увеличивается производительность (до 25000 мм<sup>3</sup>/мин). Длительность импульсов 0,05—10 мс, мощность разряда до 60 кВт. Этим способом обычно осуществляют черновую обработку поверхностей (пазов, щелей, отверстий, полостей штампов), калибруют профили лопаток газовых турбин и т. п. Шероховатость поверхности на грубых режимах  $R_z$  80—40 мкм, на тонких  $R_a$  2,5—0,3 мкм. Достоинством способа является малый износ электрода (0,5—2% от снимаемого объёма материала для углеродистого электрода при обработке стальной заготовки, до 20% — для медно-графитового электрода).

**Электронно-лучевая обработка** осуществляется на специальных установках в рабочих камерах, в которых поддерживается вакуум, соответствующий давлению 2—10 Па. Основной элемент установки — электронная пушка, вырабатывающая пучок электронов высоких энергий (до 100 кэВ), сконцентрированный на весьма малой площади, что позволяет создавать в зоне обработки огромную плотность потока энергии. Установка оснащена системой программного управления электронным пучком, а также имеет систему ЧПУ или ЭВМ для управления координатными перемещениями обрабатываемой детали и электронной пушки. Способ применяется для резания заготовок практически из любых материалов, прошивки отверстий диаметром 0,05—1 мм (в лопатках турбин, панелях, камерах сгорания, теплозащитных экранах и т. п.). Обработка деталей из жаропрочных сплавов в оптимальных режимах характеризуется высокой точностью получаемых размеров, малой шероховатостью поверхности ( $R_a$  2,5—0,4 мкм); зона структурных изменений материала находится на глубине 0,01—0,1 мм.

**Лазерная обработка** производится на установках с твердотельными и газовыми лазерами непрерывного и импульсного действия. Лазерное излучение характеризуется высокой степенью монохроматичности и когерентности. Для увеличения плотности потока излучения и локализации зоны обработки используются оптические системы, которые обеспечивают высокую плотность потока излучения (до 10<sup>7</sup> кВт/м<sup>2</sup>), необходимую для создания термического эффекта за короткое время (длительность импульса 0,1—1 мс). Лазерная обработка применяется для образования малых отверстий диаметром 0,1—1 мм в деталях небольшой толщины (до 10 мм) и для разрезки заготовок из любых материалов. Характеризуется высокой точностью обработки отверстий, шероховатостью поверхности  $R_a$  2,5—0,16 мкм при небольшой глубине структурного изменения поверхностного слоя (1—100 мкм). Эффективность обработки повышается при совмещении воздействия лазерного луча с искровым разрядом, а также в случае применения сжатого воздуха для продувки при калибровке отверстий (например, в деталях топливной аппаратуры, лопатках газовых турбин, экранах камер сгорания). Для разрезания листов толщиной до 1,5 мм применяют твердотельные лазеры на алюмоиттриевом гранате, толщиной до 10 мм — более мощные газовые (углекислый газ) лазеры. Процессы резки и удаления продуктов разрушения интенсифицируют совместным воздействием луча лазера и струи газа (обычно кислорода). Режим обработки: мощность 300—1000 Вт, плотность потока излучения в зоне обработки 10<sup>6</sup>—10<sup>7</sup> кВт/м<sup>2</sup>, ширина реза 0,2—1 мм, скорость резки 0,5—10 м/мин. Способ применяется для прямолинейной и контурной обрезки лопаток газовых турбин, вырезки шаблонов, сеток нагревательных элементов,

для разметки заготовок и маркировки деталей. Обработка осуществляется на лазерных установках, оснащённых ЧПУ для координатного перемещения стола.

**Размерное химическое травление**, или **химфрезерование**, получило распространение в авиационной промышленности с 1953—54. Способ разработан на основе технологии цинкографии и химического гравирования, основан на химическом взаимодействии материала заготовки с определёнными химическими растворами, в результате чего происходит удаление части материала в виде летучих или растворимых веществ. Достоинством способа является возможность уже на стадии проектирования предусмотреть объединение тонкостенных деталей в монолитные узлы (например, сопряжение обшивки с окантовкой, накладками, усиливающими лентами) и тем самым уменьшить многодетальность конструкции ЛА, а также обеспечить равнопрочность, снижение массы.

Применяют **эквидистантное травление**, в том числе контурное и общее, и **неэквидистантное**, в том числе доводочное и направленное (калибровочное), с использованием различных агрессивных сред. При **контурном травлении** на очищенную и обезжиренную заготовку наносится специальное лакокрасочное покрытие (определённого состава в зависимости от применяемого раствора для травления); по шаблону прочерчивается контур детали, удаляется покрытие с мест травления, деталь подвергается травлению, осветлению и промывке, после чего очищается от покрытия. Контурное травление может быть одно-, многоступенчатым и простым. **Общее травление** имеет целью доведение размеров заготовки до заданных и улучшение качества поверхности. При **доводочном травлении** производится местное или общее удаление тонких слоев материала, в результате чего уменьшается масса детали, улучшается качество поверхности (снижается шероховатость), повышается точность обработки. При этом возможно также исправление недостатков предшествующих операций. **Направленное травление** осуществляется воздействием травителя на отдельные участки детали в течение определённого времени (например, деталь постепенно погружают в раствор и вынимают из него).

При химическом травлении используют различные растворы: для алюминиевых сплавов раствор на основе щёлочи с добавлением серы и серосодержащих и др. соединений; для титановых сплавов — плавиковую кислоту, другие минеральные кислоты, сульфокислоты; для магниевых сплавов — серную кислоту, другие кислоты, глицерин, ингибиторы; для стальные детали — смесь минеральных кислот. Химическое травление оказывает положительное влияние на коррозионную стойкость материалов, уменьшает концентрацию напряжений вокруг неровностей поверхности листовых деталей. Способ обработки является энергосберегающим процессом, так как требует в 3—5 раз меньше затрат энергии, чем при обработке резанием.

**Термическая обработка металлов** — технологические процессы, состоящие из нагрева, выдержки и охлаждения металлических изделий с целью изменения их структуры и свойств. В **Т. а.** используются такие виды термической обработки, как закалка, отпуск, старение и др. **Закалка** осуществляется для повышения прочности материала в результате образования неравновесной структуры. Для получения неравновесной структуры сплав нагревают выше температуры фазового превращения в твёрдом состоянии, после чего быстро охлаждают, чтобы предотвратить равновесное превращение при охлаждении. Чем меньше критическая скорость охлаждения, тем глубже прокаливается материал детали. Критическая скорость охлаждения стали уменьшается с повышением содержания углерода и легирующих примесей. **Отпуск** осуществляется для уменьшения хрупкости, снижения внутренних напряжений, повышения характеристик пластичности. **Старение** используют для повышения прочности главным образом алюминиевых и медных сплавов, жаропрочности никелевых сплавов. **Обработка на бейнит** проводится для одновременного повышения прочностных и пластических характеристик стали. **Термомеханическую обработку** (сочетание термической обработки с пластическим деформированием) применяют для получения более высокой прочности, чем при закалке с отпуском. **Химико-термическую обработку** (сочетание термической обработки с изменением химического состава металла путем воздействия на него определённых сред) осуществляют для

изменения химического состава, структуры и свойств поверхностных слоёв деталей. С этой целью проводят насыщение поверхностного слоя низкоуглеродистых сталей углеродом (цементация), азотом (азотирование), азотом и углеродом (цианирование).

Нагревание деталей при термической обработке осуществляют в электронагревательных печах, в печах-ваннах с расплавами солей, на индукционных установках с использованием токов промышленной (400 Гц), повышенной (2500—10000 Гц) и высокой (более 50000 Гц) частоты. Скорость нагревания деталей влияет на кинетику фазовых и структурных превращений в металлах и сплавах, на свойства материала. Скорость нагревания в расплавах в 3—5 раз выше, чем в газовой среде; при индукционном нагреве она достигает сотен  $\{^{\circ}\}C$  в 1 с. Для предотвращения изменения поверхностного слоя материала нагревание деталей осуществляют в инертных газах (аргон), вакууме, в защитных средах на основе азота, аммиака, природного газа и т. д. Химико-термическую обработку выполняют в твёрдом, жидком (например, в расплаве цианистых солей), газообразном или плазменном реагенте. Охлаждение деталей производят или вместе с печью (при отжиге), или на воздухе (при нормализации), а также в жидкостях — воде, масле, синтетических охладителях (при закалке), в расплавах солей — селитре, щелочах (при изотермической и ступенчатой закалке).

**Упрочняющая поверхностная обработка** — технологический процесс, применяемый главным образом для повышения сопротивления деталей усталостному разрушению, износу, коррозии; осуществляется путём обработки поверхности давлением, в результате чего пластически деформируется только поверхностный слой материала. Такая обработка, называется **поверхностным пластическим деформированием** (ППД), позволяет повысить назначенный ресурс детали в 2—10 раз. Упрочнению подвергаются детали из металлических материалов, способных деформироваться в холодном состоянии при статическом взаимодействии с инструментом, рабочим телом или средой (статическая ППД) и при ударном взаимодействии (ударная ППД). К статической ППД относится **накатывание**, к ударному — **обработка дробью**. Наряду с повышением прочности поверхности деталей такая обработка обеспечивает низкую шероховатость поверхности (не выше  $R_z$  0,32—2,5 мкм), сохранение размеров и взаимного пространственного расположения поверхностей деталей. Качество обработки обеспечивается управлением режимами обработки по заданной программе, применением инструмента из натуральных и синтетических алмазов (главным образом карбонадо), использованием для рабочих тел и сред дробы диаметром 0,03—6 мм из легированных сталей и стекла.

Упрочняющая обработка деталей газовых турбин из жаропрочных сплавов и сталей, работающих при температурах 350—750  $\{^{\circ}\}C$ , назначается и проводится с учётом релаксационных процессов в материале. Это обеспечивает длительное сохранение высокой усталостной прочности деталей. ППД подвергается более 3000 наименований деталей ГТД и ЛА, работающих при температурах от — 120 до 750  $\{^{\circ}\}C$ , длиной от нескольких мм до 30 м (панели, лонжероны, детали механизации крыла, балки, шпангоуты, части фюзеляжа, штоки, цилиндры амортизаторов, подкосы, оси шасси самолётов; лопасти, валы, стаканы воздушных винтов, лонжероны лопастей и др. детали несущей системы вертолётов; галтели и стержни болтов; перо и замок турбинных лопаток, диски роторов, сварные швы корпусов ГТД, валы, зубчатые колёса, лопатки направляющих аппаратов и др.).

Упрочняющая обработка проводится на универсальном и специализированном оборудовании, оснащённом средствами механизации, автоматизации и программного управления, а также в стапеле при сборке ЛА после подгонки сопрягаемых поверхностей и совместной разделки отверстий (диаметром 6—40 мм) в узлах, в том числе в пакетах при различном сочетании материалов (алюминий и сталь, алюминий и титан, алюминий и алюминий).

**Клёпка** — соединение элементов конструкции заклёпками, в результате чего образуется неразъёмное заклёпочное соединение. Клёпка включает операции образования и зенкования отверстий в соединяемых элементах, вставки заклёпок и их осаживания с целью получения

замыкающих головок требуемой формы. Различают клёпку с двусторонним подходом (доступ к закладной и замыкающей головкам заклёпки открыт с двух сторон) и с односторонним подходом (доступ к замыкающей головке закрыт). Клёпка осуществляется ударом (клепальными молотками), прессованием (на клепальных прессах или автоматах), раскатыванием, протягиванием и обжатием (на специальном оборудовании). При клёпке ударом прямым методом удары молотка наносятся по стержню заклёпки, при клёпке обратным методом — по закладной головке. Клёпка прессованием выполняется одиночным методом, когда за один ход штампа расклёпывается одна заклёпка, и групповым, при котором расклёпываются несколько заклёпок. По степени механизации технологических операций различают клёпку ручную (инструментом вручную), механизированную (с помощью ручных механизированных инструментов), машинную (машиной, управляемой оператором), автоматическую (весь комплекс операций, включая иногда и герметизацию, производится автоматом, а оператор контролирует процесс). В зависимости от требований к конструкции ЛА используют потайные заклёпки для соединения деталей, обтекаемых воздушным потоком; непотайные — для элементов каркаса и мест конструкции, в которых они допустимы по условиям эксплуатации; высокоресурсные герметичные, которые образуют потайные и непотайные соединения повышенной плотности и увеличенной выносливости, а также заклёпки для швов с односторонним подходом в зону клёпки. Дальнейшее совершенствование заклёпочных соединений связано с применением новых видов заклёпок и новых средств механизации и автоматизации операций, гарантирующих стабильность качества и высокий ресурс соединений.

**Сварка** — группа технологических процессов соединения, разъединения и в ряде случаев обработки материалов с использованием местного нагрева: собственно сварка, наплавка, сращивание, термическая резка и т. п. Процесс сварки осуществляется в три стадии: сближение соединяемых деталей на расстояния, необходимые для их физического контакта; образование прочного соединения на микроучастке (химическое взаимодействие); завершение процесса образования соединения в макрообъёме (диффузионные процессы). Для прочного соединения свариваемых деталей необходима активация стыкуемых поверхностей, которая осуществляется с помощью тепловой энергии (термическая активация), упруго-пластических деформаций (механическая), электронного, ионного и фотонного облучения (радиационная). Сварка может производиться без давления — сварка плавлением (газовая, термическая, дуговая, плазменная сжатой дугой, электрошлаковая, индукционная, электронно-лучевая, лазерная); с применением давления — механическая сварка (холодная, трением, УЗ, взрывом) и термомеханическая (контактная, газопрессовая, индукционная, дугопрессовая, печная, термитная, диффузионная). Насчитывается свыше 60 методов сварки. В **Т. а.** применяются чаще всего контактная и дуговая сварки (ручная, механизированная и автоматическая). При дуговой сварке для защиты сварочной ванны и зоны сварки от взаимодействия с воздухом применяют электродные обмазки или флюсы (защита слоем жидкого шлака); во многих случаях сварку ведут в вакууме или в атмосфере защитных газов (аргон, гелий, водород, углекислый газ, азот) либо их смесей. В производстве ЛА наиболее часто применяют сварку, обеспечивающую высокоэффективную защиту сварочной ванны (дуговую сварку в среде инертных газов или в вакууме плавящимся и неплавящимся электродами), а также сварку с применением высококонцентрированных источников тепла, обеспечивающую наименьшую зону термического влияния и минимальные остаточные деформации (электронно-лучевую, плазменную и лазерную).

**Склеивание** применяют в **Т. а.** при изготовлении панелей со стрингерным набором, слоистых обшивок, сотовых конструкций, при выполнении комбинированных соединений (клеезаклёпочных, клееболтовых, клеесварных и др.). Технологический процесс склеивания включает операции предварительной «сухой» сборки, подготовки поверхностей, нанесения клея, окончательной сборки, отверждения клеевых прослоек в соединениях и контроль. Предварительную сборку выполняют для обеспечения требуемых зазоров между склеиваемыми поверхностями (обычно 0,1 мм) в сборочно-клеечном приспособлении. Обшивки и детали каркаса, например из алюминиевых сплавов, перед склеиванием анодируют в серной или

хромовой кислотой или после обезжиривания подвергают травлению в жидком трихлорэтилене, в растворе концентрированной серной кислоты, двуххромовокислого натрия и воды (пиклинг-процесс). Для защиты подготовленных поверхностей применяют адгезионные грунты, которые способствуют также повышению стабильности, прочности, водо- и тропикостойкости. В состав грунтов вводят ингибиторы коррозионных процессов. Используют жидкие, плёночные, пастообразные, порошкообразные клеи. Жидкие клеи наносят кистью, окунанием, роликом, вальцами, распылением (воздушным, безвоздушным или в электростатическом поле). Плёночные клеи, особенно на эпоксидной основе, применяют, как правило, без подслоя жидкого клея. Плёнку прикатывают на подготовленную поверхность детали роликом, механизированными устройствами и др. способами. Пастообразные клеи наносят шпателем, роликом или механизированными устройствами. При использовании порошкообразных клеев соединение деталей осуществляют в электростатическом поле. Нанесённому на поверхность детали жидкому подслою дают открытую выдержку при нормальных или повышенных температурах для удаления растворителя, наличие которого вызывает пористость шва и снижает его прочность. Окончательную сборку узла ведут по тем же базам сборочно-склеичного приспособления, в котором производились предварительная сборка и подгонка. Соединение клеями горячего отверждения производят в автоклавах, на прессах, в электрических камерных печах с созданием давления пневматическими или механическими устройствами, вакуумированием. Холодное отверждение проводят на вакуумных столах, в приспособлениях и стапелях, обеспечивая прижатие деталей заклёпками, пневматическими или механическими устройствами, вакуумированием; при склеивании на верстаках пользуются для зажима деталей винтовыми или пневматическими струбцинами и др. приспособлениями. Клеевые швы для защиты от воздействия влаги покрывают грунтами или герметиками.

*Лит.:* **Белянин П. Н.**, Производство широкофюзеляжных самолетов, М., 1979; **Кардашов Д. А.**, Конструкционные клеи, М., 1980, **Рыковский Б. П.**, **Смирнов В. А.**, **Щетинин Г. М.**, Местное упрочнение деталей поверхностным наклепом, М., 1985; **Брондз Л. Д.**, Технология и обеспечение ресурса самолетов, М., 1986; **Одинцов Л. Г.**, Упрочнение и отделка деталей поверхностным пластическим деформированием. Справочник, М., 1987.

*А. К. Алтынбаев, А. И. Бабушкин, П. Н. Белянин, В. Е. Берсудский, Е. Б. Готов, В. В. Голубев, И. А. Денисова, В. В. Книгин, Б. П. Налётов, В. Ф. Орлов, В. П. Осипов, А. В. Петров, Б. П. Рыковский, А. М. Смирнов.* Под общей редакцией *П. Я. Белянина.*

**Тимошенко** Степан Прокофьевич (1878—1972) — учёный в области теоретической и прикладной механики, академик АН УССР (1919), иностранный член АН СССР (1928), член ряда академий Европы и Америки. Окончил Петербургский институт путей сообщения (1901). Учился в Германии, затем преподавал в Петербургском институте путей сообщения (1903—06). В 1906—11 и 1917—20 профессор Киевского политехнического института, в 1912—17 профессор ряда институтов в Петербурге (Петрограде). Принимал участие в организации АН УССР, в 1919—20 директор Института технической механики АН УССР. В 1920 эмигрировал в Югославию и занял кафедру в Загребском политехническом институте. В 1922 переехал в США. В 1923—27 работал в компании «Вестингауз», с 1927 профессор Мичиганского университета, с 1936 — Станфордского университета. В 1960 переехал в ФРГ. Основные труды по механике твёрдых деформированных тел и расчёту сооружений. Создал классические учебные пособия «Курс сопротивления материалов» (1911—31, 11 изданий) и «Курс теории упругости» (т. 1—2, 1914—16). В 1916 участвовал в работе специальной комиссии под руководством Н. Е. Жуковского, впервые установившей условия, которые должны выполняться при определении прочности самолётов. Работы **Т.** широко используются в самолётостроении.

*Соч.:* Устойчивость упругих систем, пер. с англ., 2 изд., М., 1955; Устойчивость стержней, пластин и оболочек, М., 1971.

*Лит.:* **Григолюк Э. И.**, С. П. Тимошенко (1878—1972), М., 1977 (Ин-т механики МГУ, Науч. тр., № 47).

**Тиняков** Георгий Александрович (1913—1956) — советский лётчик-испытатель, подполковник. В Советской Армии с 1937. Окончил Ворошиловградскую военную авиационную школу лётчиков (1938), Военную академию командного и штурманского состава ВВС Красной Армии (1943; ныне Военно-воздушная академия имени Ю. А. Гагарина). С 1939 работал лётчиком-испытателем в НИИ ВВС. Проводил испытания вертолётов Ми, Ка, Як. С 1955 лётчик-испытатель вертолётов и самолётов Як. Провёл заводские испытания пассажирского вертолёт Як-24К, опытного реактивного истребителя-перехватчика Як-25, испытывал экспериментальный самолёт с ЖРД и др. ЛА. Летал на самолётах и вертолётах свыше 100 типов. Установил 2 мировых рекорда на вертолёте Як-24. Погиб в испытательном полёте. Награждён орденом Красного Знамени, 4 орденами Красной Звезды, медалями.

Г. А. Тиняков.

**Тиссандье** (Tissandier) Анри Поль (1891—1945) — французский пилот и испытатель ЛА. Получил свидетельство лётчика в 1909. Установил большое число рекордов на воздушных шарах и самолётах. В 1919—45 генеральный секретарь Международной авиационной федерации (ФАИ). В его честь в 1952 учреждён диплом ФАИ (см. *Награды ФАИ*).

**Тиссандье** (Tissandier) Гастон (1843—1899) — французский аэронавт и метеоролог. С 1868 совершал многочисленные полёты на воздушных шарах. 15 апреля 1875 на аэростате «Зенит» достиг высоты около 8600 м (вместе с учёными Ж. Э. Кроче-Спинелли и А. Сивелем, погибшими в этом полёте из-за несовершенства кислородного оборудования). В 1878 опубликовал «Историю воздухоплавания». Вместе с братом Альбером подучил патент на применение электродвигателя в аэронавтике (1881). В 1883 Т. построил *дирижабль* (см. рис. 4 на стр. 215) объёмом 1060 м<sup>3</sup> с гальванической батареей и электродвигателем мощностью 1,1 кВт, вращающим двухлопастный воздушный винт (общая масса силовой установки 280 кг). Достигнута скорость 2,5 м/с. В 1884 скорость дирижабля с электродвигателем мощностью 1,5 кВт возросла до 3—4 м/с.

Г. Тиссандье.

**Титановые сплавы**. В промышленных масштабах лёгкие Т. с. начали применять в авиастроении в 50-х гг. Эти сплавы обладают высокой прочностью в широком интервале температур — от криогенных (−250{{°}}С) до умеренно высоких (300—600{{°}}С) — и отличной коррозионной стойкостью.

Т. с. получают путём легирования титана следующими элементами (в скобках указана максимальная для промышленных сплавов массовая концентрация легирующей добавки, %): алюминием (8), ванадием (16), молибденом (30), марганцем (8), оловом (13), цирконием (10), хромом (10), медью (3), железом (5), вольфрамом (5), кремнием (0,5), реже ниобием (25), танталом (5); как микродобавки применяются палладий (0,2) — для повышения коррозионной стойкости и бор (0,01) — для измельчения зерна. Легирующие добавки имеют различную растворимость в {{α}}- и {{β}}-титане и изменяют температуру {{α↔β}} превращения. Большинство добавок (кроме алюминия, олова и циркония) понижают температуру аллотропического превращения титана, расширяют область существования {{β}}-модификации. Алюминий повышает температуру превращения, расширяет область существования {{α}}-модификации. Олово и цирконий мало влияют на эту температуру и называются нейтральными упрочнителями.

В зависимости от характера легирования Т. с. могут иметь структуру {{α}}-титана, {{β}}-титана или, чаще всего, являются двухфазными с различным соотношением {{α}}- и {{β}}-фаз. Это соотношение может изменяться в зависимости от термической обработки, обеспечивающей двухфазным сплавам очень высокие прочностные характеристики. {{α}}-сплавы хорошо свариваются, но не упрочняются термической обработкой. {{β}}-сплавы имеют высокую технологическую пластичность и выдерживают значительную деформацию при комнатной температуре (что особенно важно для изготовления деталей из листового материала), хорошо

свариваются. Недостатки их — повышенная плотность из-за высокого содержания тяжёлых легирующих добавок (до 25%) и сравнительно невысокая жаропрочность. Двухфазные термически упрочняемые Т. с. сочетают достоинства  $\{\alpha\}$ - и  $\{\beta\}$ -сплавов, не имея их недостатков.

К сплавам на основе  $\{\alpha\}$ -титана относятся ВТ5Л (для фасонного литья), ВТ5-1 (в основном для листов) и ВТ20 (для листов и поковок), а также листовые сплавы ОТ4-0, ОТ4-1 и ОТ4. Близок к  $\{\alpha\}$ -сплавам универсальный сплав ВТ6, из которого изготавливаются все виды полуфабрикатов. Сплав ВТ6 содержит некоторое количество  $\{\beta\}$ -модификации, и поэтому его прочность можно повысить на 15—20% путём термической обработки. К сплавам на основе  $\{\alpha\}$ -титана относятся и наиболее жаропрочный сплав ВТ16 (предел прочности 950—1150 МПа), применяемый для изготовления штамповкой деталей компрессоров ГТД. Из двухфазных сплавов наибольшее распространение имеют жаропрочные сплавы ВТ3-1, ВТ8, ВТ9, ВТ25 и высокопрочные термически упрочняемые сплавы ВТ22, ВТ23 (для крупных нагруженных штампованных изделий, а сплав ВТ23 и для высокопрочных листов), ВТ 14.

Из сплавов на основе  $\{\beta\}$ -титана следует отметить листовый высокопрочный сплав ВТ15 и сплав ВТ30 с высокой технологической пластичностью, применяемый для крепежа и некоторых листовых деталей.

*Лит.:* Глазунов С. Г., Моисеев В. Н., Конструкционные титановые сплавы, М., 1974; Солонина О. П., Глазунов С. Г., Жаропрочные титановые сплавы, М., 1976; Металлография титановых сплавов, М., 1980.

*С. Г. Глазунов.*

**Тищенко** Марат Николаевич (р. 1931) — советский авиаконструктор, член-корреспондент АН СССР (1987), Герой Социалистического Труда (1982). Окончил МАИ (1956). Увлекался авиамоделизмом. Ему принадлежит впервые утверждённый ФАИ официальный рекорд продолжительности полёта модели вертолёт (1954). С 1956 в ОКБ М. Л. Миля, с 1970 главный конструктор этого ОКБ, в 1981—92 генеральный конструктор. В 1985—87 заведующий кафедрой МАИ (профессор с 1985). Принимал участие в создании вертолёт Ми-2, Ми-6, Ми-8, В-12 (Ми-12) и др. Разработал метод расчёта аэродинамических характеристик несущего винта с учётом нелинейных характеристик профиля с использованием лопастной вихревой теории, что позволило создать более совершенные методы расчета лётных данных вертолёт. Под руководством Т. созданы транспортный вертолёт большой грузоподъёмности Ми-26, боевой вертолёт Ми-28, спортивный вертолёт Ми-34 и др. Т. разработаны усовершенствованные методы выбора оптимальных параметров проектируемых вертолёт, аэродинамических и прочностных расчётов. Ленинская премия (1976). Награждён 2 орденами Ленина, медалями, а также иностранными орденами. См. ст. *Ми*.

*Соч.:* Вертолеты. Выбор параметров при проектировании, М., 1976 (совм. с А. В. Некрасовым и А. С. Радиным).

*М. Н. Тищенко.*

**Токийская конвенция 1963 о преступлениях и некоторых других действиях, совершённых на борту воздушного судна.** На 1 января 1990 участниками конвенции являлись 138 государств (СССР с 1988). Т. к. 1963 применяется в отношении уголовных преступлений (кража, убийство, провоз наркотиков и т. п.) и действий, которые независимо от того, являются они преступлениями или нет, могут угрожать или угрожают безопасности воздушного судна либо находящихся на его борту лиц и имущества, а также в отношении действий, которые угрожают поддержанию должного порядка и дисциплины на борту. Согласно конвенции командир воздушного судна самостоятельно решает в соответствии с законодательством страны регистрации воздушного судна, совершено на борту уголовное преступление или нет. Конвенция определяет принципы установления государствами

юрисдикции в отношении указанных актов при сохранении в качестве основной юрисдикции страны регистрации воздушного судна.

**Т. к.** 1963 обязывает государства разрешать командиру высадку на их территории соответствующих лиц, заключать их под стражу и принимать другие меры, обеспечивающие их задержание, производить предварительное расследование. Эти меры должны применяться в течение периода, разумно необходимого для того, чтобы предпринять уголовно-процессуальные действия или действия по выдаче таких лиц другому государству. Государство, заключившее лицо под стражу, немедленно уведомляет государство регистрации воздушного судна и государство, гражданином которого является задержанное лицо, о факте и причинах задержания и о намерении осуществить свою юрисдикцию. Конвенция предусматривает ряд процессуальных норм, касающихся обращения с задержанным лицом и его права на вылет из страны, если государство места высадки его не принимает. Конвенция не содержит нормы, обязывающей выдачу.

**Т. к** 1963 — единственный международный документ, содержащий специальную главу о полномочиях командира воздушного судна по принятию мер принуждения в отношении любого лица, если у командира есть разумные основания полагать, что оно совершило или готовится совершить указанное выше преступление или действие. Это обусловливается необходимостью обеспечения безопасности воздушного судна, лиц или имущества на нём, поддержания должного порядка и дисциплины на борту либо обеспечения возможности передать лицо компетентным властям или высадить его. Командир может также потребовать или разрешить помощь других членов экипажа и просить (разрешать), но не требовать помощи пассажиров для принуждения предполагаемого преступника. Члены экипажа и пассажиры могут самостоятельно принять определённые меры без разрешения, если они имеют разумные основания полагать, что такие действия необходимы для обеспечения безопасности воздушного судна, лиц и имущества на борту. Конвенция определяет также сферу действия обязательств и прав государств и командира воздушного судна во времени и пространстве.

*Лит.:* Международное воздушное право, кн. 1, М., 1980.

*Ю. Н. Малеев.*

**Токсикология авиационная** (от греч.  $\text{toxik}\{\{\delta\}\}n$  — яд и  $l\{\{\delta\}\}gos$  — учение) — раздел токсикологии, изучающий токсические свойства и степень опасности для человека различных материалов, применяемых в авиации. К токсически опасным веществам относятся топлива, смазочные масла, жидкости для гидросистем, конструкционные полимерные материалы, продукты их термоокислительные разложения и др. Систематический контакт с этими материалами при определённых условиях эксплуатации авиационной техники может вызвать различные заболевания у инженерно-технического персонала, а при попадании в кабину ЛА явиться причиной снижения работоспособности членов экипажа и привести к аварийной ситуации.

Основные задачи **Т. а.:** проведение идентификации и определение количества токсичных веществ, которые могут поступать в кабину ЛА и помещения, где работает обслуживающий инженерно-технический персонал, с целью выявления источников их выделения; определение зависимости между количеством газовой выделений и конструктивными дефектами машин и условиями их эксплуатации; изучение влияния некоторых условий полёта на загрязнённость воздуха кабин ЛА; исследования полимерных материалов с целью отбора таких, которые при повседневной эксплуатации авиационной техники и оборудования, а также в случае пожара не становятся источниками выделения в кабину ЛА высокотоксичных соединений (цианидов, хлор- и фторсодержащих химических агентов и др.); разработка профилактических мероприятий, направленных на предупреждение острых и хронических интоксикаций лётного состава и инженерно-технического персонала.

Становление **Т. а.** относится к 30-м гг., когда были развёрнуты исследования влияния оксида углерода на состояние лётчиков в полёте. В 50-е гг. совершенствовались методы определения

загрязнённости кабин ЛА парами авиационных топлив и смазочных масел, продуктами их разложения. С конца 70-х — начала 80-х гг. разрабатываются и совершенствуются методы отбора проб воздуха в кабинах ЛА, определения в них содержания химических агентов, изучается токсичность топлив, масел, рабочих жидкостей и т. п. и их действие с учётом различных факторов обитания в кабинах ЛА; разрабатываются принципы и методы оценки многокомпонентных парогазоаэрозольных смесей и некоторые вопросы их гигиенического регламентирования. Большой вклад в развитие **Т. а.** внесли советские учёные Н. М. Добротворский, В. В. Андреев, В. А. Спасский, Ф. Г. Кротков, А. В. Демидов, В. А. Адамов и др. В области **Т. а.** известны труды немецких учёных Х. Дирингсхофена, Х. Хартмана, американских врачей Г. Армстронга, Е. Конччи, Г. Китцеса, польского токсиколога В. Свенцицкого и др.

В **Т. а.** используются методы экспериментальной патологии, фармакологии, биохимии и психофизиологии, а также специальные методы токсикологических исследований (например, токсикометрия). **Т. а.** неразрывно связана с авиационной гигиеной, клиническими исследованиями профессиональных болезней, судебной медициной и др. разделами авиационной медицины.

*Лит.:* Токсикология в авиации, в кн.: Авиационная медицина, М., 1986.

*В. В. Кустов, В. И. Белкин.*

**Толкающий винт** — *воздушный винт*, расположенный на ЛА за двигателем в хвостовой части фюзеляжа или гондолы двигателя. В силу этого **Т. в.** находится в сильно возмущённом потоке, что является его главным недостатком; преимущество — в снижении уровня шума в салоне пассажирский самолёта.

**Томашевич** Дмитрий Львович (1899—1974) — советский авиаконструктор, профессор (1962), доктор технических наук (1961). Окончил Киевский политехнический институт (1926). С 1923 принимал участие в строительстве планёров в мастерской института и в расчётах самолёта К-1 конструкции *К. А. Калинина*. Дипломным проектом была авиетка КПИР-5, которая была построена в 1927 и успешно летала. После окончания института работал на киевском авиаремонтном заводе (до 1929), с 1934 — в КБ *Н. Н. Поликарпова* (с 1936 — его заместитель). Участвовал в разработке самолётов И-15, И-16, ВИТ, И-153, И-180. Был необоснованно репрессирован и, находясь в заключении, в 1939—41 работал в ЦКБ-29 НКВД, где руководил разработкой опытного истребителя «110». В 1943 в его КБ создан опытный двухмоторный одноместный штурмовик-бомбардировщик «Пегас». Позднее **Т.** конструировал беспилотные аппараты различного назначения. В 1954—67 преподавал в МАИ. Государственная премия СССР (1953, 1969). Награждён орденом Трудового Красного Знамени.

*Д. Л. Томашевич.*

**Томашевский** Аполлинарий Иванович (1890—1926) — советский лётчик-испытатель, заслуженный пилот СССР (1925). В 1916 окончил школу морских лётчиков в Ораниенбауме (ныне г. Ломоносов) и оставлен там инструктором. Участник Гражданской войны. Провёл лётные испытания одного из первых советских экспериментальных ЛА — тяжёлого самолёта-триплана «КОМТА» (1923), первого советского пассажирского самолёта АК-1 (1924), первого цельнометаллического многомоторного моноплана со свободонесущим крылом АНТ-4 (1925). Участник первого советского группового сверхдальнего перелёта Москва — Улан-Батор — Пекин (1925) на самолёте АК-1. При испытаниях самолёта АНТ-4 установил 2 мировых рекорда продолжительности полёта с грузом (1926). Награждён 2 орденами Красного Знамени.

*А. И. Томашевский.*

**Тонкого профиля теория** — теория, рассматривающая обтекание профиля при малых значениях угла атаки и относительной толщины как малое возмущение однородного набегающего потока. За исключением случая, когда *Маха* число  $M_{\infty}$  велико ( $M_{\infty} \gg 1$ ), течение около профиля является потенциальным, так как скачки уплотнения (если они образуются) имеют малую

интенсивность, и завихренность потока за ними можно не учитывать. В **Т. п. т.** упрощение уравнения для *потенциала скорости* основано на предположении о том, что характерное значение угла наклона  $\{\tau\}$  поверхности профиля к вектору скорости  $V\{\infty\}$  набегающего потока является малым:  $\{\tau\} \ll 1$ . Аналогичный подход используется в *тонкого тела теории*.

До- или сверхзвуковое обтекание тонкого профиля описывается *линеаризованной теорией* течений, причём возмущения всех газодинамических переменных имеют порядок малого параметра  $\{\tau\}$  (см. *Дозвуковое течение, Сверхзвуковое течение*). Потенциал скорости  $\{\phi\}$  возмущающего движения удовлетворяет линеаризованному уравнению.

$$(1 - M^2\{\infty\}) \left\{ \frac{\partial^2 \phi}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 \phi}{\partial y^2} = 0 \right\},$$

где  $x, y$  — декартовы координаты (см. рис.). С точностью до членов 2-го порядка малости граничное условие непротекания на поверхности профиля можно перенести на линию хорды  $y=0$ , от которой отсчитывается толщина или угол атаки  $\{\alpha\}$ :

$$\left\{ \left. \frac{\partial \phi}{\partial y} \right|_{y=0} = \varepsilon(x) \right\},$$

где  $\{\varepsilon\}(x)$  — местный угол наклона поверхности профиля к оси  $x$ . На основе *Бернулли уравнения* получается простая формула для расчёта *коэффициента давления*  $c_p$ :

$$c_p = -(2/V\{\infty\}) \left\{ \frac{\partial \phi}{\partial x} \right\}.$$

В дозвуковом потоке вносимые профилем возмущения, затухая, распространяются во всём поле течения. Эллиптическое уравнение для потенциала скорости возмущающего движения сводится к уравнению Лапласа, описывающему обтекание профиля несжимаемой жидкостью. Его можно решить методами теории функций комплексного переменного или методом особенностей (см. *Источников и стоков метод*). Например, задача обтекания симметричного профиля при  $\{\alpha\} = 0$  решается с помощью распределения вдоль линии хорды источников (стоков) с интенсивностью, пропорциональной наклону поверхности профиля. В задаче обтекания несущего профиля нужно использовать распределение вихрей. Преобразование Прандтля — Глауэрта даёт простые формулы пересчёта аэродинамических характеристик профиля в дозвуковом и несжимаемом потоках (см. *Прандтля — Глауэрта теория*).

В сверхзвуковом потоке возмущения от профиля распространяются вдоль характеристик, которые на конечном расстоянии от профиля совпадают с прямолинейными характеристиками невозмущённого потока. Гиперболическое уравнение для потенциала скорости возмущающего движения представляет собой двумерное *волновое уравнение*. Его решение приводит к локальной зависимости коэффициента давления от наклона поверхности профиля (см. *Аккерета формулы*):

$$c_p = \{\pm\} 2 \{\varepsilon_{\pm}\}(x) (M^2\{\infty\} - 1)^{-1/2},$$

где знак «+» относится к верхней поверхности профиля ( $y > 0$ ), знак «—» к нижней ( $y < 0$ ). На основе этой формулы получают формулы Аккерета для коэффициентов *подъёмной силы* и *волнового сопротивления*.

Для транзвукового обтекания тонкого профиля характерно распространение возмущений на большое расстояние по нормали к набегающему потоку, а также увеличение по порядку величины коэффициента давления ( $c_p \{\infty \tau\}^{2/3}$ ). **Т. п. т.** при транзвуковых скоростях является нелинейной. Нелинейное уравнение для потенциала скорости возмущающего движения относится к смешанному эллиптико-гиперболическому типу:

$$\left\{ \left( K - \frac{\partial \phi}{\partial x} \right) \frac{\partial^2 \phi}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 \phi}{\partial y^2} = 0 \right\},$$

где  $K = (1 - M^2) [(\gamma + 1)M^2 \tau]^{-2/3}$  — трансзвуковой параметр подобия,  $\gamma$  — показатель адиабаты. При  $M \gg 1$  необходимо учитывать завихренность течения около профиля и вместо уравнения для потенциала использовать полные *Эйлера уравнения*; в результате учёта характерных для гиперзвукового обтекания оценок порядков величин приходим к нелинейной теории малых возмущений (см. *Гиперзвуковое течение*).

*Лит.:* Ферри А., Аэродинамика сверхзвуковых течений, пер. с англ., М., 1953; Эшли Х., Лэндал М., Аэродинамика крыльев и корпусов летательных аппаратов, пер. с англ., М., 1969; Седов Л. И., Плоские задачи гидродинамики и аэродинамики, 3 изд., М., 1980; Лойцянский Л. Г., Механика жидкости и газа, 6 изд., М., 1987.

В. И. Голубкин.

**Тонкого тела теория** — теория пространственного *безвихревого течения* идеальной жидкости около тонких тел [тела, у которых поперечный размер  $l$  (толщина, размах) мал по сравнению с продольным размером  $L$ :  $\tau = l/L \ll 1$ ]. К этому классу тел относятся, например, фюзеляжи, крылья малого удлинения  $\lambda$  и их комбинации с тонким фюзеляжем.

При движении несжимаемой жидкости *потенциал скорости* удовлетворяет линейному уравнению Лапласа, поэтому обтекание тела, установленного под углом *атаки*  $\alpha$ , можно получить путём наложения двух независимых течений (см. рис.), а предположения **Т. т. т.** позволяют упростить их анализ. Первое течение соответствует продольному обтеканию тела потоком со скоростью  $V_1 = V \cos \alpha$ . На достаточно больших (порядка  $L$ ) расстояниях от тела течение не зависит от формы его поперечных сечений и является *осесимметричным течением*, как и при обтекании эквивалентного тела вращения с тем же законом изменения площадей поперечных сечений вдоль тела. Этот результат известен как **правило эквивалентности**. Второе течение соответствует поперечному обтеканию тела потоком со скоростью  $V_2 = V \sin \alpha$ . На расстояниях порядка  $L$  от тела трёхмерное уравнение Лапласа сводится к двумерному в плоскости  $x = \text{const}$ , где  $x$  — координата вдоль оси тела, то есть движение жидкости в плоскости  $x = \text{const}$  в основном такое же, как при плоском бесциркуляционном обтекании контура поперечного сечения тела однородным потоком со скоростью  $V_2$  на бесконечности. Решение этой задачи зависит от  $x$  как от параметра. Этот результат обычно называется **правилом (законом) плоских сечений** (М. Мунк, 1924).

При анализе обтекания тонкого тела газом (сжимаемой жидкостью) с целью упрощения решения нелинейных *Эйлера уравнений*, как и в *тонкого профиля теории*, предполагается, что угол между плоскостью, касательной к поверхности тела, и вектором скорости набегающего потока мал, иными словами, наряду с условием  $\tau \ll 1$  принимается, что  $\alpha \ll 1$ . В результате при до-, транс- и сверхзвуковых скоростях полёта тонкого тела *Маха число* поперечного потока достаточно мало —  $M \ll 1$ . Следовательно, сжимаемость среды здесь несущественна, и в поперечных плоскостях имеем двумерное безотрывное обтекание контура заданной формы несжимаемой жидкостью. Для решения этой задачи можно использовать эффективный метод конформных преобразований. В связи с этим **Т. т. т.** нашла широкое применение в аэродинамике при оценках *подъёмной силы* и *индуктивного сопротивления* тонких тел в рассматриваемом диапазоне скоростей полёта. Например, задача о плоском крыле малого удлинения ( $\lambda \ll 1$ ) решена Р. Т. Джонсом (R. T. Jones, 1946), получившим для коэффициента подъёмной силы соотношение  $c_y = \pi \alpha \lambda / 2$ . Указанный подход применяется также для исследования *интерференции аэродинамической* крыла малого удлинения с тонким фюзеляжем.

В рамках **Т. т. т.** упрощается и расчёт *волнового сопротивления*, которое связано с продольным потоком. Волновое сопротивление произвольного тонкого тела в основном определяется распределением площадей поперечных сечений вдоль тела и равно сопротивлению эквивалентного тела вращения. В этом состоит *площадей правило*, которое облегчает расчёт сопротивления и указывает пути его снижения.

Лит.: Франкль Ф. И., Карпович Е. А., Газодинамика тонких тел, М. — Л., 1948; Аэродинамика частей самолета при больших скоростях, пер. с англ., М., 1959; Липман Г., Рошко А., Элементы газовой динамики, пер. с англ., М., 1960; Эшли Х., Лэндал М., Аэродинамика крыльев и корпусов летательных аппаратов, пер. с англ., М., 1969.

В. Н. Голубкин.

### Обтекание тонкого тела при отличном от нуля угле атаки.

**Топливная система** летательного аппарата — система, обеспечивающая приём топлива и размещение его на борту ЛА, подачу топлива в насосы высокого давления двигателя из баков в определённом порядке для сохранения правильной *центровки* ЛА и управляемого её изменения, прокачку топлива через агрегаты, в которых оно используется в качестве хладагента и рабочей жидкости (например, в приводах).

Топливо на борту ЛА размещается в баках, которые располагаются как внутри крыла и фюзеляжа, так и вне ЛА — на специальных подвесных устройствах. Часто в качестве баков используются герметичные отсеки ЛА (см. *Топливный бак*). Баки, из которых топливо подаётся в двигатели, называются расходными. На ЛА подача топлива в двигатели выполняется по двум схемам. По первой схеме топливо подаётся к одному или нескольким двигателям в течение всего полёта из одного расходного бака. Из других баков топливо перекачивается или перетекает в расходный бак. По второй схеме подача топлива в двигатели осуществляется последовательно из нескольких расходных баков: по мере опорожнения одного расходного бака начинается подача топлива из очередного расходного бака.

Подача топлива в насосы высокого давления двигателей для обеспечения их бескавитационной работы производится при 2-ступенчатом повышении его давления (см. рис.). Вначале давление повышается баковыми насосами 4, а затем двигательным насосом 8. В магистралях подачи топлива в двигатели устанавливаются обратные клапаны 2, устройства 5, обеспечивающие питание двигателей топливом на режимах полёта с околонулевыми и отрицательными вертикальными *перегрузками*, перекрывные краны 6, датчики 7 расходомеров топлива, топливомасляные теплообменники 9 и фильтры 10. Если в качестве двигательного насоса подкачки применяется насос центробежного типа, то устанавливается только один фильтр на входе в насос 13 высокого давления. При использовании в качестве двигательного насоса подкачки насоса коловратного типа на его входе для обеспечения работоспособности устанавливается дополнительный фильтр. Топливные фильтры снабжаются перепускными клапанами 12, через которые обеспечивается питание двигателя топливом в случаях засорения или обледенения фильтра. В качестве баковых насосов подкачки обычно применяются центробежные насосы с электроприводом, реже насосы с приводом от топливной турбины. Для работы турбины топливо подводится от двигательных насосов подкачки или от специального насоса, размещаемого на коробке приводов агрегатов ЛА.

Подача топлива в двигатели контролируется сигнализаторами давления 3, датчики которых обычно устанавливаются за каждым баковым насосом подкачки и на входе в насос высокого давления двигателя, а также сигнализаторами 11 перепада давления, характеризующими состояние фильтра. Сигнализация осуществляется обычно на мнемосхеме Т. с. в кабине экипажа.

Перекачка топлива из одних баков в другие на ЛА реализуется по двум схемам — лучевой и коллекторной. В лучевой схеме топливо из каждого бака перекачивается по отдельной магистрали, оснащённой поплавковым клапаном, управляющим подачей топлива в расходный бак 1. В коллекторной схеме топливо из всех баков перекачивается по общей магистрали. Обычно в качестве перекачивающих и баковых насосов подкачки применяются насосы одинакового типа. Иногда перекачка топлива осуществляется струйными насосами, активное топливо к которым, как правило, подводится от электроприводных баковых насосов подкачки.

На некоторых ЛА предусматривается аварийный *слив топлива* в атмосферу, который выполняется в аварийных ситуациях для облегчения ЛА перед посадкой. В этом случае система оснащается устройством, исключаящим слив из баков топлива, потребного для питания двигателей при посадке.

Для нормального функционирования **Т. с.** в надтопливном пространстве баков с помощью дренажных устройств поддерживается давление, значение которого определяется прочностью баков и кавитационными свойствами баковых насосов подкачки. Дренаж баков может быть открытым либо комбинированным. При открытом дренаже надтопливное пространство баков сообщается с атмосферой трубопроводом, конфигурация которого исключает вытекание топлива из баков при выполнении ЛА эволюции. Давление в баках зависит от формы заборного патрубка и располагаемого скоростного напора набегающего потока воздуха. При комбинированном дренаже воздух для подачи в баки отбирается за компрессором двигателя. Если его недостаточно для наполнения баков, дополнительно воздух поступает из атмосферы через заборный патрубок. В этом случае устанавливаются клапан наддува, поддерживающий требуемое давление, и предохранительные клапаны (см. также *Дренаж и наддув*).

Топливо в качестве хладагента используется для охлаждения масла системы смазки двигателей. Для этой цели большинство авиационных двигателей оснащается топливомасляными теплообменниками. На ЛА со сверхзвуковыми скоростями полёта, на которых применение набегающего потока воздуха в различных системах охлаждения становится неэффективным (вследствие его *аэродинамического нагрева*), топливо используется для охлаждения воздуха в системе кондиционирования кабины, для охлаждения рабочей жидкости гидросистемы, энергоузлов и приборных отсеков ЛА.

*В. Т. Дедеш, В. А. Котеров.*

#### Схема подачи топлива из расходного бака в двигатель.

**Топливная эффективность** — один из критериев оценки транспортного ЛА — расход топлива, приходящийся на единицу транспортной работы (на 1 пассажиро-км или на 1 тонно-км). Уровень **Т. э.** зависит главным образом от *удельного расхода топлива* двигателей, аэродинамического и весового совершенства ЛА, его пассажироместимости (грузоподъёмности). При сравнении различных ЛА обычно используют значения **Т. э.**, рассчитанные по *технической дальности полёта*. См. рис. 9 в ст. *Авиация*.

**Топливный бак летательного аппарата** — резервуар для размещения топлива на борту ЛА. **Т. б.** входят в *топливную систему* ЛА и различаются: по принципу размещения на ЛА — внутренние и дополнительные, по характеру применения — расходные, предрасходные, балансировочные, по конструктивному исполнению — баки-кессоны и мягкие баки.

**Внутренние Т. б.** размещаются внутри конструкции ЛА. В фюзеляже располагаются **Т. б.**, названные фюзеляжными, в консолях крыла и в центроплане — **Т. б.**, названные соответственно крыльевыми и центропланными. Любой из перечисленных **Т. б.** может быть расходным, предрасходным или балансировочным. **Расходным Т. б.** называется бак, из которого топливо подаётся к двигателям. Обычно он размещается вблизи двигателя для сокращения длин коммуникаций, связывающих бак с двигательным насосом подкачки топлива, и по возможности в нижней части конструкции ЛА, что облегчает подачу в него топлива самотёком из других **Т. б.** Так как топливо из расходного **Т. б.** вырабатывается в последнюю очередь, он устанавливается вблизи центра масс ЛА для исключения недопустимого изменения *центровки*. В этом баке размещаются один или несколько насосов подкачки топлива, которыми топливо подаётся в двигательный насос, датчики топливоизмерительной аппаратуры, элементы предохранения бака от переполнения при перекачке в него топлива из других баков, а также устройства, разгружающие стенки бака от чрезмерного давления. Бесперебойная работа двигателя на режимах полёта ЛА с нулевыми, околонулевыми и отрицательными перегрузками обеспечивается встроенным в конструкцию

расходного **Т. б.** противоперегрузочным отсеком, в котором устанавливается насос подкачки, либо топливным аккумулятором. Принцип действия **противоперегрузочного отсека** основан на том, что топливо из бака свободно поступает в отсек и заполняет его, но при отливах топлива в расходном **Т. б.** оно из отсека уйти не может. При этом снабжённый двумя входами (верхним и нижним) насос подкачки работает, пока не будет полностью выработано топливо из отсека. Объём отсека обеспечивает работу насоса в течение заданного расчётного времени действия перегрузок, в результате которых произошёл отлив топлива в расходном **Т. б.**

**Топливный аккумулятор** представляет собой цилиндрический сосуд со сферическими днищами, разделённый прорезиненной мембраной на две полости — воздушную и топливную. Воздушная полость находится под давлением сжатого воздуха. Топливная полость соединена с трубопроводом, идущим от насоса подкачки к двигателю, и при работающем насосе подкачки заполнена топливом, так как давление воздуха в воздушной полости меньше минимально возможного давления в трубопроводе за насосом. При этом мембрана прижата к стенкам сосуда и весь его объём заполнен топливом. При отливе топлива от насоса давление в трубопроводе за ним падает, сжатый воздух давит на мембрану и она вытесняет топливо из топливной полости в магистраль подкачки (проходу топлива в насос препятствует установленный в магистрали обратный клапан). Вместимость топливного аккумулятора определяется расчётным временем действия перегрузок, приводящих к отливу топлива от насоса.

Конструктивно расходный **Т. б.** представляет собой герметичный отсек ЛА, так называемый **баккессон**, либо выполненный из эластичных материалов съёмный **мягкий бак** (рис. 1). В последнем случае отсек ЛА служит для **Т. б.** контейнером и не является герметичным. Мягкий **Т. б.** может быть **протектированным**. Внутренний слой такого бака изготовлен из топливостойкой резины, наружный — из силовой кордовой ткани, между ними — слой губки. При повреждении **Т. б.** и попадании на губку топлива происходит её набухание, таким образом восстанавливается герметичность стенки бака. Мягкий **Т. б.** вкладывается в контейнер, расправляется в нём и фиксируется с помощью штырей, кнопок или распорных шпангоутов.

**Предрасходным Т. б.** называется бак, из которого топливо подаётся в расходный **Т. б.** **Балансировочный Т. б.** — бак, из которого топливо перекачивается в другие **Т. б.** для обеспечения необходимой центровки ЛА. Например, при переходе с дозвукового режима полёта на сверхзвуковой для выдерживания центровки ЛА требуется изменить положение центра масс, что и достигается перекачкой топлива. Предрасходный и балансировочный **Т. б.** иногда называют **перекачиваемыми**. Конструкции их (баков-кессонов и мягких баков) принципиальных отличий от конструкции расходного **Т. б.** не имеют.

Для предохранения **Т. б.** от взрыва применяются два способа защиты: заполнение надтопливного пространства нейтральным газом по мере выработки топлива и заполнение части объёма бака ячеистым пенополиуретаном.

**Дополнительные Т. б.** устанавливаются на ЛА при выполнении полётов на дальность, превышающую расчётную (учебные полёты, перегоны ЛА и др.). Различают сбрасываемые и несбрасываемые дополнительные **Т. б.** Несбрасываемый бак органически вписывается в аэродинамические обводы ЛА или крепится к нижней поверхности ЛА. Сбрасываемый, или подвесной, бак включает в себя устройства для подвески к ЛА или держатели с замками, обеспечивающие не только его подвеску (рис. 2), но и при необходимости сбрасывание в полёте. Цель сбрасывания — уменьшение аэродинамического сопротивления ЛА после выработки из бака топлива. Сбрасываемый металлический **Т. б.** (рис. 3) — тело вращения, выработка из него топлива осуществляется сжатым воздухом, подаваемым через штуцер 6. К топливной магистрали ЛА бак присоединяется через штуцеры 4. Для исключения повреждения топливных коммуникаций ЛА при сбрасывании бака используются телескопические шланги. Скобы 3 и 5 служат для подвешивания бака к держателям и воспринимают вертикальные нагрузки. Осевые нагрузки воспринимаются упором 7. Металлическая оболочка бака усилена шпангоутами 1. В верхней части

бака расположена заливная горловина 2, а в хвостовой — клапан 8 стравливания воздуха из бака. Этот клапан используется при заправке бака топливом и после полёта до открытия заливной горловины. Кроме металлических, применяются сбрасываемые **Т. б.** из крафтцеллюлозы, пропитанной эпоксидными смолами для обеспечения герметичности оболочки бака, а также из пластических материалов.

*В. М. Цыганов, В. Ю. Розин.*

Рис. 1. Мягкий топливный бак: 1 — заливная горловина; 2 — датчик топливомера; 3 — штыри крепления к контейнеру; 4 — штуцер подсоединения к системе подкачки; 5 — противоперегрузочный отсек.

Рис. 2. Схемы подвески сбрасываемых топливных баков.

Рис. 3. Сбрасываемый топливный бак.

**Топливо авиационное** — горючее вещество, вводимое вместе с воздухом в камеру сгорания двигателя ЛА для получения тепловой энергии в процессе окисления кислородом воздуха (сжигания). К **Т. а.** относятся авиационные бензины и реактивные топлива. Первые применяются в поршневых двигателях, вторые — в турбореактивных и турбовинтовых.

Из совокупности показателей, характеризующих качество **авиационного бензина**, наиболее важными являются детонационную стойкость, фракционный состав и химическая стабильность. Детонационная стойкость определяет пригодность бензина к применению в двигателях с высокой степенью сжатия рабочей смеси без возникновения детонационного сгорания, вызывающего большие ударные нагрузки на поршни и перегрев головок цилиндров. Фракционный состав характеризует испаряемость бензина, что определяет его способность к образованию рабочей топливоздушной смеси; химическая стабильность — способность противостоять изменениям химического состава при хранении, транспортировке и применении.

Авиационные бензины получают главным образом из бензиновых фракций путём прямой перегонки нефти, каталитического крекинга или риформинга без добавки или с добавкой высококачественных компонентов, этиловой жидкости и различных присадок. Фракционный состав авиационных бензинов характеризуется диапазонами температур выкипания (40—180{{°}}С) и давлений насыщенных паров (29—48 кПа).

Классификация авиационных бензинов основывается на их антидетонационных свойствах, выраженных в октановых числах и в единицах сортности. Сорта отечественных авиационных бензинов маркируются, как правило, дробью: в числителе — октановое число или сортность на бедной смеси, в знаменателе — сортность на богатой смеси, например, Б-95/130. Встречается маркировка авиационных бензинов и по одним октановым числам (например, Б-70). Авиационные бензины выпускаются трёх марок: Б-95/130, Б-91/115 и Б-70 (табл. 1). Из перечисленных сортов наибольшее применение находят авиационные бензины Б-91/115 и Б-95/130.

Основными показателями качества **реактивных топлив** являются массовая и объёмная *теплота сгорания*, *термостабильность топлива*, давление насыщенных паров, вязкость при минусовых температурах, совместимость с конструкционными и уплотнительными материалами, нагарные и противоизносные свойства. Совокупности перечисленных требований авиационные бензины не удовлетворяют главным образом из-за пониженной плотности, высокой испаряемости и плохих смазочных свойств. В связи с этим бензины в качестве основных топлив для ТВД и ТРД не применяются.

Реактивные топлива вырабатываются в основном из среднестиллятных фракций нефти, выкипающих при температуре 140—280{{°}}С (лигроино-керосиновых). Широкофракционные сорта реактивных топлив (Т-2) изготавливаются с вовлечением в переработку также бензиновых фракций нефти. Для получения некоторых сортов реактивных топлив (Т-8В, Т-6) в качестве сырья

применяются вакуумный газойль и продукты вторичной переработки нефти. В реактивные топлива могут вводиться функциональные присадки (антиокислительные, противоизносные и др.).

Реактивные топлива на 96—99% состоят из углеводородов, в составе которых различают три основные группы — парафиновые, нафтеновые и ароматические. Содержание каждой из этих групп в составе топлива определяется природой нефти и технологией его производства. Содержание в топливе ароматических углеводородов регламентируется стандартами главным образом из-за их повышенной склонности к нагарообразованию и дымлению. Ограничивается в реактивных топливах также содержание непредельных углеводородов (через показатель «йодное число») как химически нестабильных. Кроме углеводородов в реактивных топливах в незначительных количествах присутствуют сернистые, кислородные, азотистые, металлорганические соединения и смолистые вещества. Их содержание в реактивных топливах регламентируется стандартами. Так, например, нормируется содержание сернистых соединений, зольных продуктов, органических кислот и смол. Ограничение количества указанных гетероатомных соединений в топливе вызвано их отрицательным влиянием на термостабильность, антикоррозионные и некоторые другие эксплуатационные свойства.

По способу получения реактивные топлива делятся на прямогонные и гидрогенизационные. Первые (Т-1, ТС-1, Т-2) получают непосредственно из отогнанных фракций нефти без их глубокой переработки. Технология получения вторых (РТ, Т-8В, Т-6) включает такие процессы, как гидроочистку (РТ, Т-8В), глубокое гидрирование (Т-6), гидрокрекинг (Т-8В), основным содержанием которых является воздействие водорода при высоких давлениях и температурах на углеводороды и гетероорганические соединения нефти. При гидроочистке из нефтяного дистиллята удаляются агрессивные и содержащие серу, азот и кислород нестабильные соединения практически без изменения углеводородного состава топлива. При гидрокрекинге и гидрировании наряду с очисткой исходного сырья происходит изменение его углеводородного состава (превращение непредельных соединений в насыщенные).

Применение гидрогенизационных процессов при производстве реактивных топлив позволяет расширить сырьевую базу топлив и значительно повысить их термостабильность. Основными сортами отечественных реактивных топлив являются ТС-1, РТ и Т-6 (табл. 2).

Топливо ТС-1 является массовым реактивным топливом для дозвуковой авиации и сверхзвуковой авиации с ограниченной продолжительностью сверхзвукового полёта. Топливо РТ полностью удовлетворяет эксплуатационным требованиям, предъявляемым к топливу ТС-1, и может применяться вместо него. Вместе с тем, будучи более термостабильным, оно допускает нагрев в топливной системе силовой установки до более высоких температур, и поэтому допущено к применению в теплонепригодных двигателях самолётов с увеличенной продолжительностью сверхзвукового полёта, в течение которого вследствие аэродинамического нагревания возможно значительное повышение температуры топлива в баках самолёта.

Топливо Т-6 высокотермостабильное, имеет повышенную плотность и низкое давление насыщенных паров. Эти качества определяют применение топлива Т-6 на высокоскоростных самолётах с большой продолжительностью сверхзвукового полёта.

Наряду с основными сортами реактивных топлив промышленностью могут вырабатываться резервные. Резервным по отношению к топливу ТС-1 является топливо Т-2, резервным по отношению к топливам РТ и Т-6 — топливо Т-8В. Топливо Т-2 — широкофракционное прямогонное реактивное топливо с плотностью не менее  $755 \text{ кг/м}^3$ , давлением насыщенных паров не более 13 кПа, выкипающее в диапазоне температур  $60\text{—}280\text{ }^{\circ}\text{C}$ . Благодаря более широкому, чем у топлива ТС-1, фракционному составу топливо Т-2 имеет по сравнению с топливом ТС-1 в 1,3—1,8 раза больший выход из нефти. Топливо Т-8В характеризуется повышенной плотностью (не менее  $800 \text{ кг/м}^3$ ), примерно вдвое меньшим, чем у топлив ТС-1 и РТ, давлением насыщенных паров и высокой термостабильностью.

В связи с постепенным истощением запасов нефтяного сырья исследуются новые виды авиационных топлив, в том числе *синтетическое топливо*, *криогенное топливо* (включая жидкий водород), криогенное метановое топливо (КМТ) и др. В 1989—90 на жидком водороде и КМТ был испытан самолёт Ту-155, в 1987—88 на сконденсированном техническом бутане — вертолёт Ми-8Т. См. также *Боросодержащее топливо*.

*Лит.:* Саблина З. А., Состав и химическая стабильность моторных топлив, М., 1972; Дубовкин Н. Ф., Физико-химические и эксплуатационные свойства реактивных топлив. Справочник, М., 1985.

Ф. П. Фёдоров.

Табл. 1 — Основные данные авиационных бензинов

Показатель	Марка бензина		
	Б-95/130	Б-91/115	Б-70
Содержание тетраэтилсвинца, г на 1 кг бензина, не более.....	3,3	2,5	0
Детонационная стойкость:			
октановое число по моторному методу, не менее.....	95	91	70
сортность на богатой смеси.....	130	115	—
Теплота сгорания (низшая), МДж/кг (ккал/кг), не менее.....	43,2 (10300)	43,2 (10300)	—
Фракционный состав:			
перегоняется при температуре, {{°}}С, не выше:			
10%.....	82	82	88
50%.....	105	105	105
90%.....	145	145	145
97,5%.....	180	180	180
остаток, %, не более.....	1,5	1,5	1,5
давление насыщенных паров, кПа;			
не менее.....	29	29	—
не более.....	48	48	48
Йодное число, г иода на 100 г бензина, не более.....	10	2	2
Содержание смол, мг на 100 мл бензина, не более.....	4	3	2
Цвет.....	Жёлтый	Зелёный	Бесцветный

**Примечание.** Температура начала перегонки не ниже 40{{°}}С, кристаллизации — не выше — 60{{°}}С.

Табл. 2 — Основные данные реактивных топлив.

Показатель	Марка топлива		
	ТС-1	РТ	Т-6
Плотность при 20{{°}}С, кг/м <sup>3</sup> , не менее.....	775	775	840
Фракционный состав:			
температура начала перегонки, {{°}}С,			
не выше.....	150	—	—
не ниже.....	—	135	195
перегоняется при температуре, {{°}}С,			
не выше:			
10%.....	165	175	220
50%.....	195	225	255
90%.....	270	270	290
98%.....	250	280	315
Вязкость кинематическая, сСт: при температуре 20{{°}}С,			
не менее.....	1,25	1,25	—
не более.....	—	—	4,5
при температуре -40{{°}}С,			
не более.....	8	16	60
Теплота сгорания(низшая), МДж/кг(ккал/кг), не менее.....	43 (10250)	43,2 (10300)	43 (10250)
Температура вспышки, определяемая в закрытом тигле, {{°}}С, не ниже.....	28	28	—
Температура начала кристаллизации, {{°}}С, не выше.....	-60	-60	-60
Иодное число, г иода на 100 г топлива, не более	3,5	0,5	1

Содержание смол, мг на 100 мл топлива, не более.....	5	4	6
--	---	---	---

**Топливорегулирующая аппаратура двигателя** — совокупность устройств, предназначенных для подачи топлива в камеры сгорания (основную и форсажную) и её регулирования на установившихся и переходных режимах работы двигателя. Кроме того, эта аппаратура используется для питания топливом как рабочей жидкостью гидромеханизмов управления и регулирования двигателя. **Т. а.** ТРД и ТВД содержит топливный насос высокого давления, подкачивающий насос, топливный фильтр, дозирующий кран, клапан перепада, распределительный клапан, форсунки топливные и вспомогательные устройства. Классификация **Т. а.** выполняется по назначению (для основного или форсажного контура двигателя), по типу применяемого топливного насоса (плунжерный, шестерённый, центробежный), по конструкции (насос объединён с регулятором расхода топлива или выполнен отдельно).

Распространена **Т. а.** с плунжерным насосом благодаря сравнительно простой конструкции, допускающей изменение подачи топлива при постоянной частоте вращения (рис. 1). Насос подаёт топливо к дозирующему крану и далее к топливным форсункам через распределительный клапан. Для обеспечения бескавитационной работы плунжерного насоса при изменении давления топлива в баках ЛА на входе его установлен подкачивающий насос обычно центробежного типа. Производительность плунжерного насоса регулируется изменением установки наклонной шайбы гидравлическим сервомотором, на который воздействуют те или иные регуляторы САУ двигателем (например, частоты вращения двигателя, степени сжатия воздуха в компрессоре, температуры газов за турбиной, приёмистости и сброса режима), ограничители предельных значений (частоты вращения, температуры газов, давления за компрессором и др.), средства защиты от *помпажа двигателя* и др. Обеспечение хорошего распыливания топлива, подаваемого в основные камеры сгорания, достигается применением центробежных двухступенчатых или двухсопловых форсунок. Переключение работы форсунок с одного канала на два производится распределительным клапаном по заданной программе. В случаях, когда требуется обеспечить относительно большие расходы топлива (более 12000 л/ч) или когда подогрев топлива в системе не превосходит допустимого, применяется **Т. а.** с шестерённым насосом (рис. 2). При этом регулирование расхода топлива достигается перемещением дозирующего крана, на котором поддерживается постоянный перепад давлений с помощью клапана перепада. Перемещение дозирующего крана осуществляется гидравлическим сервомотором, на который воздействуют сигналы отдельных регуляторов системы управления двигателем, аналогично описанному выше воздействию на наклонную шайбу плунжерного насоса. В остальном эта **Т. а.** аналогична рассмотренной выше.

В составе **Т. а.** форсажного контура двигателя, как правило, используется высоконапорный центробежный насос. Регулирование расхода топлива производится с помощью дозирующего клапана, перепад давлений на котором также поддерживается постоянным. Дозирующий кран перемещается гидравлическим сервомотором, управляемым сигналами от системы регулирования форсажного контура двигателя. Форсажная камера мощного ТРД имеет несколько топливных коллекторов форсунок (до 6), включаемых в определённой последовательности. Поэтому в составе **Т. а.** имеются несколько распределительных клапанов, которые автоматически включают в работу отдельные группы форсунок. В некоторых системах это переключение делается механически от рычага управления двигателем. Топливные форсунки форсажного контура в большинстве случаев струйные.

*А. В. Форафонов.*

**Рис. 1.** Топливорегулирующая аппаратура с плунжерным насосом: 1 — двигательный центробежный насос (подкачивающий); 2 — фильтр; 3 — плунжерный насос; 4 — гидравлический сервомотор; 5 — регулятор; 6 — дозирующий кран; 7 — распределительный клапан; 8 — форсунка; 9 — рычаг управления двигателем.

**Рис. 2.** Топливорегулирующая аппаратура с шестерённым насосом: 1 — от двигательного центробежного насоса (подкачивающего); 2 — шестерённый насос; 3 — клапан перепада; 4 — дозирующий кран; 5 — гидравлический сервомотор; 6 — регулятор; 7 — распределительный клапан; 8 — форсунка.

**Торможения параметры** — параметры изоэнтропически (без обмена энергией с внешней средой) заторможенного газа: плотность торможения  $\{\rho\}_0$ , температура торможения  $T_0$ , полное давление  $p_0$ , энтальпия торможения  $H$ . Игруют важную роль при движении идеального газа и используются в качестве характерных масштабов соответствующих газодинамических переменных. Для изоэнтропического течения *совершенного газа* они позволяют с помощью *Бернулли уравнения* построить газодинамические функции, которые определяют собой зависимость относительных газодинамических переменных от *Маха числа* и широко используются при анализе задач внешней и внутренней аэродинамики.

**Тормоза самолёта** — устройства, предназначенные для сокращения длины пробега самолёта после посадки или прерванного взлёта, облегчения маневрирования самолёта на аэродроме, обеспечения его неподвижности при опробовании двигателей. После посадки кинетическая энергия самолёта, обусловленная поступательной скоростью, переходит в работу, затрачиваемую на преодоление сил аэродинамического сопротивления и сил трения, возникающих при торможении колёс. Различают три типа **Т. с.** — колодочный, камерный и дисковый.

Основная часть **колодочного тормоза** — отлитые из лёгких сплавов колодки (две и более), на наружных поверхностях которых устанавливаются накладки из материалов, обеспечивающих при работе тормоза большой коэффициент трения. Колодки связаны между собой пружинами. При включении тормоза силовой привод (как правило, гидравлический или пневматический) прижимает колодки к тормозной рубашке, жёстко закреплённой на корпусе колеса и вращающейся вместе с ним. После снятия усилия с силового привода тормозные колодки возвращаются в исходное положение пружинами. Тормоза такого типа создают достаточно большой тормозной момент. Основным недостатком — неравномерный износ колодок.

В **камерном тормозе** торможение осуществляется подачей жидкости под давлением или сжатого воздуха в резиновую кольцевую камеру, что приводит к прижатию тормозных колодок к тормозной рубашке. Камерные тормоза просты в изготовлении и эксплуатации, отличаются плавной работой, без заклинивания, высокой весовой эффективностью, критерием которой является отношение массы тормоза к поглощаемой энергии. Основные недостатки: замедленность действия, большой расход воздуха и потеря камерой упругих свойств при низкой температуре.

**Дисковые тормоза** действуют по принципу фрикционной муфты сцепления. На барабане колеса и корпусе тормоза укреплены вращающиеся вместе с колесом и неподвижные тормозные диски. Диски перемещаются вдоль оси колеса. Тормозной эффект достигается тем, что вращающиеся диски прижимаются к неподвижным. Дисковые тормоза компактны, создают большой тормозной момент, работают плавно, без заклинивания, не требуют точной концентричности колеса и барабана. Недостатком является плохой отвод тепла от поверхностей трения, вследствие чего при длительном и непрерывном торможении возможен перегрев. В конце 70-х гг. появились диски из *композиционных материалов*, способные поглощать ту же энергию при значительно меньшей массе.

Наибольшая эффективность торможения достигается при обеспечении предельного коэффициента трения, которому соответствует определённое относительное проскальзывание колеса. Увеличение тормозного момента приводит к увеличению относительного проскальзывания, уменьшению коэффициента трения и к последующей полной блокировке колеса — юзу, что, в свою очередь, может вызвать разрушение пневматика. Чтобы достичь наибольшей эффективности торможения и исключить юз, на многоколёсных шасси применяется автоматическое регулирование тормозного момента. Наиболее широкое распространение получили автоматы торможения дистанционного действия с электроинерционными или электрическими датчиками.

Рост посадочных скоростей потребовал применения дополнительных средств, позволяющих уменьшить длину пробега: *тормозных парашютов, реверсивных устройств*.

**Историческая справка.** Применению тормозных механизмов колёс, позволяющих развивать большой тормозной момент, длительное время препятствовала схема шасси с хвостовым колесом. При сильном торможении создавалась опасность опрокидывания ЛА на носовую часть (центр масс располагался непосредственно за главными опорами). Появление схемы шасси с носовой опорой решило проблему торможения и полностью исключило опасность опрокидывания ЛА.

Колодочные и камерные тормоза применялись до 50-х гг. Их энергоёмкость оказалась недостаточной для возрастающих масс ЛА. Был разработан дисковый тормозной механизм, способный поглощать значительно большую кинетическую энергию и работать с более высокими нагрузками. На современных ЛА (кроме очень лёгких самолётов) применяют только дисковые тормоза.

*В. М. Шейнин.*

**Тормозной крюк, посадочный крюк**, — элемент взлётно-посадочных устройств самолёта, предназначенный для захвата троса *аэрофинишера* и остановки самолёта при аварийной посадке или прерванном взлёте на аэродроме, а также во время обычной посадки на палубу авианесущего корабля или укороченную ВПП. **Т. к.** самолётов аэродромного базирования рассчитаны на усилие, останавливающее самолёт при пробеге 200—300 м, а самолётов палубного или смешанного базирования — при пробеге 70—100 м.

**Тормозной парашют** — *парашют* с комплектом устройств, обеспечивающих его размещение и крепление на самолёте и введение в действие; предназначается для сокращения длины пробега (см. *Посадка*). Обычно вводится на скорости 180—400 км/ч; резко увеличивает сопротивление воздуха, что позволяет быстро снизить скорость движения самолёта и сократить длину пробега на 30—35%. Использование **Т. п.** особенно целесообразно при посадке самолёта на увлажнённую или обледенелую ВПП, когда эффективность тормозов колёс шасси резко снижается из-за уменьшения коэффициента сцепления и пользование ими на начальном этапе пробега становится опасным. На лёгких самолётах обычно применяют один **Т. п.** площадью 15—40 м<sup>2</sup>, на средних и тяжёлых — тормозные парашютные системы, состоящие из нескольких куполов общей площадью до 200 м<sup>2</sup> (см. *рис.*) Время вытягивания и наполнения куполов 1,5—3 с. Тормозное усилие парашютов пропорционально квадрату скорости движения самолёта. На скорости 20—30 м/с **Т. п.** обычно отцепляют, так как они становятся неэффективными.

**Т. п.**, как правило, размещаются в хвостовой части фюзеляжа таким образом, чтобы линия действия тормозящего усилия проходила возможно ближе к центру масс самолёта. Тормозная парашютная система состоит обычно из вытяжных и основных парашютов (включающих купол и стропы), чехла, контейнера со створками и замка. После открытия створок контейнера пружина выталкивает в поток вытяжной парашют, который вытягивает чехол и основные парашюты. Выпуск и отцепку парашютов производит лётчик при помощи дистанционной системы, обеспечивающей необходимую блокировку и последовательность операций. Применяются также автоматические системы введения парашютов, срабатывающие, как правило, после касания передней или основной опорами шасси самолёта поверхности ВПП. На приборной доске лётчика имеется светосигнализатор, который указывает, что **Т. п.** введён в действие. **Т. п.** применяются в основном на военных самолётах, так как возникающие при выпуске **Т. п.** *перегрузки* могут быть достаточно большими.

**Т. п.** был впервые разработан *Г. Е. Котельниковым* (1912) и опробован на автомобиле «Руссо-Балт». Практическое применение получил в 1937 на самолёте АНТ-6, предназначавшемся для посадки на лёд в районе Северного полюса. Этот **Т. п.** конструкции *И. В. Титова* обеспечивал посадку на ограниченной ВПП.

## Посадка самолёта-истребителя с тормозной парашютной системой.

**Тормозной щиток** — отклоняемая поверхность на самолёте, используемая для увеличения *сопротивления аэродинамического*. **Т. щ.** располагается в основном на фюзеляже.

В некоторых случаях в качестве **Т. щ.** используют створки шасси и др. элементы. Функции **Т. щ.** часто выполняют *интерцепторы*. Основное требование к **Т. щ.** — высокая эффективность торможения при минимальном изменении подъёмной силы и продольного момента.

**Торпеда авиационная** — см. в ст. *Противолодочное оружие*.

**ТР** — марка первых советских турбореактивных (отсюда название) двигателей, созданных под руководством А. М. Люльки (см. ст. *АЛ*).

**Траверз** (от лат. transversus — поперечный) — направление, перпендикулярное курсу ЛА. «Быть на **Т.**» какого-либо объекта означает, что наблюдатель с ЛА видит данный объект в направлении, составляющем прямой угол с курсом ЛА, то есть в момент прохождения **Т.** какого-либо ориентира (населённого пункта, реки, горы и т. д.) ЛА находится от него на наименьшем расстоянии. Во время полёта при хорошей видимости этим часто пользуется штурман ЛА для поверочного определения курса и правильности выполнения расписания полета.

**Трансзвуковая скорость** — то же, что *околозвуковая скорость*.

**Трансзвуковое течение** — течение газа, в котором скорость потока может переходить через местную *скорость звука*, оставаясь в одной части пространства меньше, а в другой превосходя её. Принято считать, что в **Т. т.** разность между скоростью частиц и скоростью звука невелика, так что в каждой точке *Маха число*  $M$  близко к единице  $|M-1| \ll 1$ .

Изменение площади поперечного сечения элементарной *трубки тока* влечёт за собой прямо противоположные изменения скорости в зависимости от того, меньше или больше единицы число Маха. Сужение (расширение) трубки тока вызывает увеличение (падение) скорости потока в ней при  $M < 1$  и уменьшение (рост) скорости вследствие быстрого увеличения (падения) плотности газа при  $M > 1$ . Это свойство положено в основу конструкции *Лаваля сопла*, типичного устройства, в котором реализуется **Т. т.** с переходом через скорость звука в окрестности минимального (критического) сечения. При увеличении скорости набегающего дозвукового потока и приближении её к звуковой происходит резкое возрастание *сопротивления аэродинамического* обтекаемого тела. Это явление связано с образованием у его поверхности местных сверхзвуковых зон, оканчивающихся сзади скачками уплотнения. Рост сопротивления обусловлен необратимым сжатием газа при переходе через скачки уплотнения, *изображённые на рис. жирными линиями*. Эффективный метод уменьшения сопротивления ЛА в трансзвуковом диапазоне скоростей полёта состоит прежде всего в применении стреловидных крыльев (см. *Крыла теория, Стреловидного крыла теория*), поскольку силовые нагрузки зависят в главном от нормальной к передней кромке составляющей вектора скорости, а не от его модуля. Ещё один приём, ведущий к снижению сопротивления тела, основан на изоэнтропическом сжатии газа в местных сверхзвуковых зонах. Для этой цели разработаны специальные профили с пикообразным распределением давления вдоль его носовой части. Приходящие на звуковую линию (*синие штриховые линии на рис.; на этой линии  $M = 1$* ) интенсивные волны разрежения отражаются от неё в виде непрерывных волн сжатия. Хотя полностью избежать появления скачков уплотнения в системе изоэнтропических волн нельзя, практически удаётся значительно понизить интенсивность возникающих ударных фронтов. С 70-х гг. получили распространение *сверхкритические профили* с местной сверхзвуковой зоной, простирающейся почти по всей их верхней поверхности. Поскольку местное число Маха в сверхзвуковой зоне не превышает значительно единицу, интенсивность скачков уплотнения мала. Вырез же в хвостовой части на нижней стороне сверхкритического профиля, где  $M < 1$ , обеспечивает смещение назад действующей на профиль нагрузки.

Значительный вклад в общее сопротивление обтекаемого тела может вносить *отрыв пограничного слоя* из-под замыкающих местные сверхзвуковые зоны скачков уплотнения. На самолётах и др. телах пограничный слой, взаимодействующий со скачком уплотнения, является турбулентным. На испытываемых в аэродинамических трубах моделях в пограничном слое часто осуществляется *ламинарное течение*. Для его искусственной турбулизации применяют различные методы, например на носовые части профилей наносятся карборундовые зёрна (см. также *Турбулизатор*). Кроме того, предпринимаются попытки подавить отрыв пограничного слоя, вызываемый замыкающим скачком уплотнения, при помощи *отсоса пограничного слоя*.

Реализация **Т. т.** в аэродинамической трубе сопряжена с некоторыми трудностями, поскольку помещаемая в её рабочей части модель играет роль блокирующего устройства — образующиеся на модели значительные сверхзвуковые зоны взаимодействуют со стенками аэродинамической трубы и разрушают **Т. т.** Чтобы свести к минимуму интерференциальные эффекты со стенками, последние снабжаются перфорационными отверстиями (см. *Перфорация стенок*), приближающими условия в потоке к имеющим место в безграничном пространстве. По измерениям в аэродинамических трубах в конце 40-х гг. был сформулирован **закон стабилизации Т. т.**, гласящий, что изменения в распределениях параметров газа вдоль поверхности обтекаемого тела малы по сравнению с изменением числа Маха  $M_{\infty}$  набегающего потока. Сложнее моделировать влияние вязкости на структуру **Т. т.**, в связи с чем в 70-е гг. наметилась тенденция к строительству всё более крупных аэродинамических труб трансзвукового диапазона скоростей с большими значениями *Рейнольдса числа* потока.

Математические трудности в исследовании **Т. т.** даже в модели идеальной жидкости обусловлены нелинейным характером исходных уравнений движения газа и их смешанным эллипτικο-гиперболическим типом. Предположение о близости скорости частиц к местной скорости звука позволяет упростить *Эйлера уравнения*, но и в получаемой асимптотической системе уравнений сохраняется ведущий нелинейный член, то есть уравнения остаются нелинейными. Основное преимущество асимптотических уравнений заключается в их инвариантности по отношению к двухпараметрической группе преобразований подобия. Существование такой группы позволяет, с одной стороны, сформулировать обобщённый *подобия закон* для **Т. т.**, объединяющий в едином параметре подобия число Маха и относительную толщину обтекаемого тела, а, с другой стороны, установить широкий класс автомодельных решений. Последние играют большую роль в выяснении качественных особенностей **Т. т.**, в частности возможных типов перехода через скорость звука в окрестности критического сечения сопла и дальнего поля вокруг обтекаемого тела. Ряды, получаемые при разложении по функциям от автомодельной переменной, лежат в основе математического обоснования закона стабилизации **Т. т.** и оценки быстрого роста сопротивления тел при  $M_{\infty} \rightarrow 1$ . В исследованиях плоскопараллельного **Т. т.** широко применяется *годографа метод*, ведущий в комбинации с асимптотическим подходом к известному линейному уравнению итальянского математика Ф. Трикоми (F. Tricomi). Хотя в некоторых математических моделях построены безударные местные сверхзвуковые зоны, строгие аргументы свидетельствуют о невозможности, вообще говоря, реализовать потенциальное **Т. т.** у профиля или крыла. Поэтому практически задача сводится к определению аэродинамических форм, допускающих максимальное снижение интенсивности замыкающих скачков уплотнения.

Основным инструментом в теоретическом изучении **Т. т.** является численное интегрирование уравнений Эйлера, для чего чаще всего используются различные модификации так называемого метода верхней релаксации, а с 70-х гг. — метод приближённой факторизации. При помощи этих методов проектируются крыловые профили со скачками уплотнения небольшой амплитуды в замыкающих местных сверхзвуковых зонах системах изоэнтропических волн сжатия и сверхкритические профили, обладающие высоким аэродинамическим качеством. Наряду с исследованиями трансзвуковых *плоскопараллельных течений* и *осесимметричных течений* ведутся эффективные расчёты трёхмерного поля скоростей около произвольных по форме конфигураций, создаются программы для вычисления параметров газа в потоке у ЛА. Данные расчётов существенно дополняют результаты измерений в аэродинамических трубах. Интегрирование

уравнений Прандтля для сжимаемого пограничного слоя позволяет учесть вязкость и теплопроводность воздуха и вычислить соответствующие поправки к решению для идеального газа. Для исследования явлений отрыва и устойчивости применяется современная концепция пограничного слоя с самоиндуцированным давлением.

*Лит.:* Гудерлей К. Г., Теория околосзвуковых течений, пер., с нем., М., 1960; Рыжов О. С., Исследование трансзвуковых течений в соплах Лавалья, М., 1965; Коул Дж. Д., Кук Л. П., Трансзвуковая аэродинамика, пер. с англ., М., 1989.

О. С. Рыжов.

### Местные сверхзвуковые зоны обтекаемого профиля.

**Трансзвуковые автоколебания** — самовозбуждающиеся колебания органов управления ЛА при скоростях потока, близких к скорости звука. Причиной возбуждения **Т. а.** является перемещение при околосзвуковых скоростях скачков уплотнения, которые располагаются (рис. 1) либо на несущей поверхности, либо на органе управления, либо на задней кромке органа управления. Взаимодействие скачка уплотнения с пограничным слоем приводит к отрыву потока из-под скачка, причём интенсивность и характер возникающих в зоне отрыва нестационарных давлений зависят от интенсивности скачка уплотнения. При отклонении (например, под действием случайного толчка) органа управления на некоторый угол  $\{\delta\}$  (рис. 2) скачки уплотнения перемещаются: один — вниз, другой — вверх по потоку. При этом интенсивность первого скачка уплотнения уменьшается, второго — увеличивается, соответственно изменяется и интенсивность отрыва потока. В результате происходит нарушение баланса между аэродинамическим демпфированием и возбуждением колебаний органа управления. При некоторых условиях возбуждение колебаний может стать превалирующим, что приведёт к самовозбуждению колебаний органа управления. Аэродинамические силы, обуславливающие демпфирование и возбуждение колебаний, нелинейно зависят от угла  $\{\delta\}$ . Установление предельного цикла (предельного значения  $\{\delta\}$ ) **Т. а.** произойдёт при определённом значении  $\{\delta_0\}$ , когда наступит баланс между энергией, поступающей от аэродинамического возбуждения, и её рассеянием из-за демпфирования колебаний (с учётом внутреннего трения в конструкции).

При **Т. а.** с малым и средним значениями предельных циклов ухудшается комфорт пассажиров, снижается работоспособность членов экипажа, а также уменьшается срок службы узлов навески органа управления и проводки управления. Большие значения предельных циклов **Т. а.** ( $\{\delta_0\}$  порядка нескольких градусов) вызывают разрушение авиационных конструкций.

Существуют аэродинамические и конструктивные способы предотвращения и гашения **Т. а.** К аэродинамическим способам относятся: установка уголков на несущей поверхности вдоль передней кромки органа управления (рис. 3, а) и оснащение несущей поверхности впереди органа управления вихревыми генераторами (рис. 3, б). Уголки на несущей поверхности препятствуют свободному перемещению скачков уплотнения, но увеличивают аэродинамическое сопротивление ЛА, повышают уровень возмущений потока, приводящих к бафтингу. Генераторы вихрей способствуют устойчивости потока около органа управления.

С целью гашения **Т. а.** повышают жёсткость проводки управления и узлов навески органа управления на несущую поверхность ЛА, что приводит к увеличению собственной частоты крутильных колебаний органа управления; для повышения демпфирования колебаний в цепь проводки управления устанавливают фрикционный или чаще гидравлический демпфер.

*Лит.:* Чжен П. К., Управление отрывом потока, пер. с англ., М., 1979.

Г. М. Фомин.

**Рис. 1.** Схема расположения скачков уплотнения потока; *a* — на несущей поверхности; *b* — на органе управления; *в* — на задней кромке органа управления; 1 — несущая поверхность; 2 и 5 — скачки уплотнения; 3 — зона отрыва потока; 4 — орган управления.

**Рис. 2.** Перемещение скачков уплотнения при отклонении органа управления.

**Рис. 3.** Схема установки уголков (*a*) и расположение генераторов вихрей на оперении самолёта (*b*)

**Трансмиссия вертолётa** (от лат. *transmission* — переход, передача) — совокупность агрегатов и узлов для передачи мощности от двигателя (двигателей) к *несущему винту* (несущим винтам) и *рулевому винту* вертолётa. Различают следующие основные типы **Т. в.**: одновинтового вертолётa с рулевым винтом; соосного вертолётa; двухвинтового вертолётa продольной схемы (см. рис. 1—3); двухвинтового вертолётa поперечной схемы; многовинтового вертолётa.

**Т. в.** состоит, как правило, из следующих агрегатов и узлов: редукторов (главного, промежуточного, хвостового, объединительного и др.); трансмиссионных валов (соединительных и синхронизирующих), муфт этих валов и их подшипниковых опор; приводов и агрегатов, необходимых для работы различных систем вертолётa; муфт свободного хода и муфт сцепления; тормоза несущего винта; вентиляторной установки.

**Редукторы** предназначаются для преобразования высокой частоты вращения двигателей в низкую и создания больших крутящих моментов, необходимых для вращения винтов; для изменения направления оси вращения (например, горизонтальной оси вращения двигателя в вертикальную ось вращения несущего винта); для восприятия нагрузок, создаваемых несущими и рулевыми винтами и передачи их элементам конструкции фюзеляжа; для привода во вращение различных агрегатов, обслуживающих вертолёт. Некоторые типы редукторов могут выполнять все эти функции (например, главные редукторы), другие типы редукторов — только отдельные функции (например, промежуточные и хвостовые редукторы).

**Трансмиссионные валы** служат для передачи вращения как от двигателя (двигателей) к редукторам, так и от редуктора к редуктору. В некоторых случаях трансмиссионные валы могут передавать вращение от главных редукторов к несущим винтам. К трансмиссионным валам относятся также валы, передающие вращение от редукторов к вентиляторным установкам или каким-либо другим агрегатам.

**Коробки приводов агрегатов** могут иногда располагаться непосредственно на картерах редукторов, а в некоторых случаях являются самостоятельным агрегатом, приводимым во вращение посредством специального трансмиссионного вала от какого-либо редуктора. **Муфты сцепления** предназначаются для соединения двигателя (двигателей) с **Т. в.** или отъединения его от неё. При установке на вертолётe ГТД со свободными турбинами (см. *Турбовальный двигатель*) муфты сцепления не требуются. **Муфты свободного хода** служат для автоматического отъединения двигателей от **Т. в.** при выходе из строя или остановке двигателя.

**Тормоз несущего винта** предназначается для фиксации винта во время стоянки вертолётa и в некоторых случаях для подтормаживания несущего винта, продолжающего вращаться после посадки вертолётa. **Вентиляторная установка** служит охлаждения (посредством радиаторов) масла редукторов и в некоторых случаях масла двигателя. Конструкция **Т. в.** в значительной степени зависит не только от числа несущих винтов, но и от числа двигателей, установленных на вертолётe.

За рубежом часто под термином «трансмиссия» подразумевают только главные редукторы.

*А. К. Котиков.*

**Рис. 1.** Схема трансмиссии двухвинтового вертолётa продольной схемы: 1 — редуктор переднего несущего винта; 2 — трансмиссионный ( синхронизирующий) вал; 3 — объединительный

редуктор; 4 — двигатели; 5 — редуктор заднего несущего винта; 6 — трансмиссионные (приводные) валы.

**Рис. 2.** Схема трансмиссии соосного вертолёта 1 — двигатель; 2 — вал привода редуктора; 3 — главный редуктор; 4 — вал нижнего винта; 5 — вал верхнего винта; 6 — редуктор двигателя,  $M_{кр. в.}$  — крутящий момент верхнего винта;  $M_{кр. н. в.}$  — крутящий момент нижнего винта;  $M_{кр. дв.}$  — крутящий момент двигателя.

**Рис. 3.** Схема трансмиссии одновинтового вертолёта с рулевым винтом: 1 — вентиляторная установка; 2 — главный редуктор; 3 — тормоз несущего винта; 4 — трансмиссионный хвостовой вал (передняя часть); 5 — промежуточный редуктор; 6 — трансмиссионный хвостовой вал (концевая часть); 7 — хвостовой редуктор.

**Транспортный летательный аппарат.** К транспортным относят ЛА, предназначенные для воздушной транспортировки грузов, а часто также (особенно в зарубежной литературе) и пассажирские ЛА. См. ст. Грузовой летательный аппарат, Военно-транспортный летательный аппарат, Пассажирский самолёт, Грузопассажирский самолёт.

**Трап** — устройство для входа пассажиров и экипажа в ЛА и выхода из него. По конструкции **Т.** разделяются на самоходные, встроенные в здание аэровокзала и встроенные в ЛА (см. рис.).

**Самоходные Т.** изготавливаются из лёгких конструкций и состоят из каркаса с боковым ограждением и поручнями, ступеней и верхней площадки. Для удобства перемещения самоходные **Т.** устанавливаются на металлические обрешеченные или бескамерные пневматические колёса. Самоходные **Т.** не регулируются по высоте, то есть имеют постоянную посадочную высоту.

**Самоходные Т.** по типу привода разделяются на **Т.** с электроприводом и **Т.** с приводом от двигателя внутреннего сгорания. Самоходные **Т.** с электроприводом перемещаются при помощи электродвигателя постоянного тока, питающегося от аккумуляторных батарей. **Т.** состоит из ходовой части с рулевым управлением и приводом колёс, подъёмной лестницы, механизма подъёма лестницы гидравлического типа, нижней и верхней площадок. Изменение высоты подъёма **Т.** для обслуживания ЛА с различным уровнем расположения входного люка достигается изменением угла наклона лестницы при помощи механизма подъёма. **Т.** с приводом от двигателя внутреннего сгорания, как правило, монтируются на автомобильном шасси. Основная часть такого **Т.** — телескопическая двухсекционная лестница с ограждениями, поручнями и стационарно закреплёнными на лестнице ступенями. Верхняя секция лестницы оборудована горизонтальной посадочной площадкой с выдвижным устройством. Изменение высоты **Т.** достигается путём выдвижения верхней секции; стыковка трапа с ЛА производится выдвижением концевой части верхней площадки. Для обеспечения устойчивого положения при посадке-высадке пассажиров самоходные **Т.** всех видов оборудуются выносными гидравлическими опорами.

**Т., встроенные в здание аэровокзала,** по принципу действия разделяются на поворотные и стационарные. Поворотный **Т.** состоит из двух или трёх телескопических секций — галерей, опирающихся на неподвижную и подвижную опоры, и головки **Т.**, шарнирно закреплённой на концевой секции. Неподвижная опора (ротонда) устанавливается в непосредственной близости от аэровокзала и соединена с ним крытым мостиком — переходом. Подвижная опора обычно опирается на два колеса. На раме опоры размещены механизмы привода колёс, поворота каретки и подъёма **Т.** Все механизмы могут быть электромеханического или гидравлического типа. Подвод **Т.** к ЛА осуществляется четырьмя движениями: поворотом вокруг ротонды на необходимый угол (ось колёс подвижной опоры совпадает с продольной осью трапа); выдвижением **Т.** путём телескопирования его секций (ось колёс подвижной опоры перпендикулярна продольной оси **Т.** — подвижная опора растягивает телескоп); подъёмом **Т.** на необходимую высоту; стыковкой головки **Т.** с фюзеляжем ЛА (поворот головки). Стационарный **Т.** постоянно закреплён на галерее аэровокзала. Стыковка его с ЛА производится путём телескопирования выдвижной секции,

подъёма **Т.** и поворота его головки. Такая конструкция **Т.** требует точной установки ЛА на месте стоянки, что достигается применением специальной системы наведения.

**Т., встроенные в ЛА,** являются элементом конструкции фюзеляжа — пассажирской дверью и в открытом положении выполняют роль **Т.** Одним торцом такой **Т.** шарнирно прикреплён к фюзеляжу, а другой его торец опускается до земли (и поднимается обратно) при помощи гидравлического (основного) или ручного (запасного) привода. В убранном положении **Т.** герметично закрывается и фиксируется. **Т.** могут быть расположены по борту фюзеляжа или в его хвостовой части (с торца). Некоторые ЛА оборудованы **Т.,** которые после открытия двери вручную выставляются одним концом на землю, а другой конец при этом закрепляется на пороге двери.

*П. М. Зелинский.*

Трапы: *а* — самоходный; *б* — самоходный с электродвигателем; *в* — самоходный с двигателем внутреннего сгорания; *г* — встроенный в самолёт.

**Трасса воздушная** — см. *Воздушная трасса.*

**Тренажёр** (от англ. train — воспитывать, обучать, тренировать) **авиационный** — наземное обучающее средство, предназначенное для формирования, совершенствования и контроля профессиональных навыков и умений у личного состава военной и гражданской авиации **Т.** могут применяться на всех стадиях обучения, для профессионального отбора, при переподготовке специалистов и повышении их классности и т. д. В гражданской авиации получили распространение **Т.** для лётного состава, работников инженерно-технических служб, операторов управления воздушным движением.

Идея создания устройства для обучения пилотов более дешёвого и безопасного, чем самолёт, возникла на заре авиации. В 1927 в США был построен первый действующий тренажёр, представляющий собой упрощённый макет одноместного самолёта с кабиной, закреплённой на универсальном шарнире. Толчком к широкому и эффективному применению **Т.** послужили успехи в развитии электроники, внедрение передовых технологий, создание модульных структур различного уровня, в том числе программно-математического обеспечения. **Т.** стали составной частью взаимосвязанного комплекса средств обучения для выработки и закрепления знаний, навыков и умений специалистов в ожидаемых условиях эксплуатации, включая случаи отказов и возникновения нештатных ситуаций. В состав этого комплекса наряду с **Т.** различного типа входят электронные классы, построенные на базе персональных компьютеров, аудиовизуальные средства, учебные фильмы и пр. Использование **Т.** позволяет во много раз сократить налёт ЛА (экономия топлива и ресурса), имитировать опасные режимы, отказы, пожары, многократно повторять режимы с целью демонстрации допущенных ошибок и их устранения (причём ошибки не приводят к возникновению реальной опасности), интенсифицировать учебный процесс благодаря автоматизации, повышению роли инструктора, внедрению новых педагогических приёмов.

**Т. лётного состава** — имитационная система, воспроизводящая интерьер кабины, все виды информации, поступающей к пилотам, условия полёта, характеристики движения и факторы, воздействующие на ЛА. В современном **Т.** имитируется специфика управления функциональными системами, двигателями или ЛА в целом; возможны также вариации в наличии обратных связей по управлению.

**В процедурных Т.,** где отрабатываются действия в кабинах с большим числом управляющих органов, с помощью приборов-имитаторов моделируется работа той части пилотажного оборудования, которая необходима для отработки соответствующих процедур.

**В специализированных Т.,** служащих для отработки техники управления наиболее важными агрегатами или системами либо развития профессиональных навыков у отдельных членов экипажа, моделируются динамические процессы управления системами и даже полёт ЛА в

нормальных условиях и в нештатных ситуациях. На некоторых **Т.** этого типа устанавливаются системы имитации внешней обстановки.

Наиболее совершенными являются **комплексные Т.** (см. рис.), предназначены для формирования и отработки навыков пилотирования у всех членов экипажа как единого целого на всех или наиболее важных этапах полёта. **Т.** этого типа отличаются наибольшей полнотой имитации режимов полёта и воспроизведения функциональных систем ЛА. Они позволяют формировать навыки и умения различного иерархического уровня — от простейших до самых высоких. Здесь отрабатываются не только восприятие и осмысление потоков информации, дискретных процедур и непрерывного пилотирования, но и принятие решений, взаимодействие членов экипажа друг с другом и с наземными службами и др. Комплексные **Т.** оборудуются рабочими местами всех членов экипажа. Конструкция **Т.** включает систему подвижности, имитирующую ощущение пространственного полёта, систему полной имитации работы органов управления. Система подвижности представляет собой динамическую платформу, перемещающуюся с помощью гидроцилиндров, число которых совпадает с числом степеней свободы (3, 4 или 6).

В **Т.** первых поколений для имитации визуальной информации использовались проекционные системы, управляемые автономным вычислителем. Значительным шагом вперёд послужило создание телевизионных систем имитации визуальной обстановки (СИВО), передающих изображение макета местности, полученное подвижной управляемой камерой. Основные недостатки этих СИВО — большие габаритные размеры и жёсткая «привязка» к одному макету, то есть к одному сюжету. Электронный синтез визуальной обстановки осуществляется системами с ЦВМ, которые могут воспроизводить обстановку в 100 и более аэропортах, обладают большой гибкостью и быстродействием. Ранние поколения СИВО воспроизводили только ночные условия, позднее стали имитироваться дневные и сумеречные условия, а также полёт в тумане, облаках и пр.

Присутствие инструктора — характерная особенность всех **Т.** Он осуществляет не только контроль, но и управление обучением, хотя в ряде случаев предусмотрен режим самообучения курсанта. В некоторых **Т.** предусмотрено размещение рабочего места инструктора вне кабины, чтобы не подвергать его длительным акселерационным воздействиям. Большое внимание уделяется оснащению пульта инструктора средствами выдачи обобщённой информации о ходе «полёта» и агрегатами для автоматизации управления **Т.**

Многие авиапредприятия и учебные центры используют такие методы и средства подготовки и переподготовки лётных экипажей, которые позволяют если не полностью исключить некоммерческие тренировочные полеты, то свести их к очень небольшому числу. Это достигается путём существенного повышения технического уровня **Т.** и сопряженного с ними комплекса учебных средств, оснащением их высокоэффективными компонентами, использованием передовой технологии.

Основные показатели уровня **Т.** — адекватность характеристик, полнота имитируемых режимов, обучающие качества, габаритные размеры, металло- и энергоёмкость, стоимость. Важным является требование совпадения навыков и умений, формируемых в процессе обучения на **Т.**, с достигаемыми при тренировках в реальном полёте. Повышение уровня **Т.**, связанное с большим объёмом научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ, окупается снижением расходов при эксплуатации ЛА, повышением безопасности и эффективности полётов. См. также *Пилотажный стенд.*

*Г. Ш. Меерович.*

Общий вид комплексного тренажёра: 1 — кабина экипажа; 2 — экраны системы визуализации; 3 — блок имитатора акустических шумов; 4 — гидросистема, 5 — кабели; 6 — пульт инструктора; 7 — система объективного контроля, 8 — вычислительный комплекс; 9, 11 — гидроцилиндры;

10 — агрегаты системы управления и имитации загрузки, 12 — рабочее место пилота — командира ЛА; 13 — приборная доска пилота — командира ЛА.

**Трение** в аэро- и гидродинамике — касательные составляющие вектора *поверхностных сил*. Если в аэро- и гидродинамических задачах движение жидкости или газа исследуется на основе *Навье — Стокса уравнений*, то действие сил трения учитывается во всём поле течения, и согласование результатов расчётов с экспериментальными данными зависит от модели движущейся среды и точности численного интегрирования уравнений динамики вязкой жидкости. Расчётом единственным образом определяются структура потока и аэродинамические характеристики обтекаемого тела, в частности аэродинамическое сопротивление, составной частью которого является *сопротивление трения*.

При больших *Рейнольдса числах*, с которыми обычно приходится иметь дело в авиации, широко используется теория течений *идеальной жидкости* и теория *пограничного слоя*. Хотя в первом случае силы трения формально не рассматриваются, но проявление их действия учитывается в той или иной форме либо при постановке задачи, либо при установлении единственности и существования решения. В вязкой жидкости за счёт сил трения происходит обмен импульсами и энергией между её частицами; в идеальной жидкости такого обменного механизма нет, поэтому при постановке задачи обычно делается предположение, эквивалентное этому механизму, например вращение жидкости как твёрдого тела. Другой пример — подъёмная сила профиля, наличие которой, согласно *Жуковского теореме*, связано с циркуляцией скорости вокруг профиля, но само возникновение циркуляции скорости и определение её единственного значения из *Чаплыгина — Жуковского условия* обусловлены проявлением неидеальных свойств среды, то есть проявлением сил трения. Третий пример — прямая *ударная волна*; уравнения газовой динамики формально допускают два решения: первое соответствует скачкообразному переходу сверхзвукового потока в дозвуковой, второе — скачкообразному переходу дозвукового потока в сверхзвуковой. Анализ этой задачи с учётом сил трения указывает на реализуемость первого решения и на невозможность существования второго решения. При безотрывном обтекании распределение давления на поверхности тела, полученное в рамках теории идеальной жидкости, достаточно хорошо согласуется с экспериментом; для известного поля невязкого течения сопротивление трения обтекаемого тела оценивается на основе уравнений пограничного слоя. В совокупности эти результаты позволяют правильно определить его аэродинамические характеристики.

*В. А. Башкин.*

**Третьяков** Анатолий Тихонович (1899—1978) — один из организаторов авиационной промышленности СССР, генерал-майор инженерно-авиационной службы (1944), Герой Социалистического Труда (1941). Учился в Горьковском университете. В авиационной промышленности с 1923. Директор авиационных заводов № 1 в Москве и Куйбышеве (1941—44), № 23 в Москве (1944—46). В годы Великой Отечественной войны под руководством Т. освоено производство штурмовиков Ил-2 и бомбардировщиков Ту-2. В 1946—60 на различных должностях в авиационной промышленности. Депутат ВС СССР в 1946—50. Награждён 2 орденами Ленина, орденами Трудового Красного Знамени, Красной Звезды, медалями.

**Трещина усталостная** — см. в ст. *Усталость*.

**Триммер** (англ. trimmer, от trim — приводить в порядок) — вспомогательная рулевая поверхность, расположенная вдоль задней кромки основного органа управления (см. рис.). Предназначен для частичной или полной компенсации *шарнирных моментов* органов управления на установившихся режимах полёта (см. *Балансировка*). Отклонение Т. на некоторый угол осуществляется пилотом с помощью специального привода и не зависит от угла отклонения органа управления.

Схема использования триммера для сервокомпенсации; 1 — триммер; 2 — орган управления; 3 — привод триммера.

**Триплан** (от лат. tri-, в сложных словах — три, трижды и planum — плоскость) — самолёт с тремя несущими поверхностями (крыльями), расположенными друг над другом (не обязательно строго по вертикали). В годы 1-й мировой войны по схеме **Т.** был построен ряд истребителей и бомбардировщиков (Сопвич «Трайплайн», Фоккер Dr. 1, Капрони Са. 42 — см. рис. в табл. VIII и IX). Как и *полипланы*, **Т.** не имеют преимуществ перед *бипланами*, а конструктивно сложнее.

**Тропопауза** — граница между тропосферой и стратосферой (см. *Атмосфера* Земли). Представляет собой слой толщиной от несколько сотен метров до 1—3 км. За **Т.** условно принимают нижнюю границу слоя, в котором убывание температуры с высотой становится меньше  $2\text{ }^{\circ}\text{C}/\text{км}$ . В тропиках **Т.** находится на высоте 15—18 км. В умеренных и полярных широтах **Т.** располагается на высоте 7—12 км. В циклонах **Т.** ниже, чем в антициклонах. Зимой в Арктике и Антарктике иногда наблюдаются случаи размывания **Т.** На широтах 30—40 $^{\circ}$  отчётливо прослеживается «разрыв тропопаузы» — расположение двух слоёв тропопаузы один над другим (соответственно тропической над полярной). Этот разрыв находится в зоне субтропического *струйного течения* и играет важную роль в обмене воздухом между стратосферой и тропосферой. Разрыв **Т.** наблюдается иногда и в окрестности полярных струйных течений. Высота **Т.** испытывает сезонные изменения, а также изменения от суток к суткам при прохождении барических систем.

Значение **Т.** для авиации определяется наличием в этой области слабо развитой *атмосферной турбулентности* при ясном небе, а также изменении вертикального температурного градиента с высотой, что сказывается на работе двигателей. Обычно **Т.** является верхней границей облаков. Однако известны случаи, когда облака «пробивают» **Т.** и проникают в стратосферу.

**Трубка тока** — *поверхность тока*, проведённая через замкнутый контур  $C$ . Поверхность  $\{\sigma\}$ , расположенная внутри **Т. т.** и опирающаяся на контур  $C$ , называется её сечением. Если все *линии тока* внутри **Т. т.** и на её поверхности нормальны к поверхности  $\{\sigma\}$ , то такое сечение будет нормальным, или ортогональным. **Т. т.**, сечение которой имеет бесконечно малую площадь, называется *элементарной* и в пределе  $\{\sigma \rightarrow 0\}$  переходит в линию тока. **Т. т.** есть простой и наглядный кинематический образ, облегчающий изучение движения жидкостей и газов.

**Трубка тока  $C_1$  и  $C_2$  — контуры трубки тока;  $\{\sigma\}_1$  и  $\{\sigma\}_2$  — её сечения.**

**Ту** — марка самолётов, созданных в ОКБ, организованном *А. Н. Туполевым*, — см. *Авиационный научно-технический комплекс (АНТК) имени А. Н. Туполева*. Самолётам, проектировавшимся в 1922—37, присваивалось наименование «АНТ» (Андрей Николаевич Туполев), а с 1942 они получали обозначение «Ту». Самолёты, созданные под руководством *А. А. Туполева*, имеют также марку Ту (рис. 1). Основные данные самолётов приведены в табл. 1—6.

АНТ-1 (рис. 2) — спортивный одноместный свободнонесущий моноплан с нижним расположением крыла, с ПД «Анзани». Конструкция самолёта смешанная — деревянно-металлическая (нервюры и хвостовое оперение из кольчугалюминия). Основные элементы конструкции подвергались статическим испытаниям; проводились исследования в аэродинамических трубах. АНТ-1 успешно летал и подтвердил расчётные характеристики. Построен в одном экземпляре.

АНТ-2 (рис. 3 и рис. в табл. X) — первый цельнометаллический самолёт отечественной конструкции с ПД «Бристоль-Люцифер». Проектировался в гражданском варианте для перевозки 2—3 пассажиров и почты и в военном — пилот и наблюдатель; вооружение 2 пулемёта. По схеме — свободнонесущий моноплан с верхним расположением крыла. Крыло двухлонжеронное неразъёмное. Фюзеляж почти треугольного сечения. Вся обшивка гофрированная. Кабина лётчика открытая. Предполагалось серийное производство в Кольчугине. Дублер АНТ-2бис с ПД «Райт» мощностью 220 кВт построен в ЦАГИ в 1930 и успешно использовался для почтовых перевозок.

АНТ-3, Р-3 (рис. 4 и рис. в табл. X) — двухместный разведчик, выполненный по схеме одностоечного полутораплана. Выпускался с ПД «Либерти» (опытный), «Нэпир-Лайон» (для

перелёта в 1926 на АНТ-3 «Пролетарий»), М-5 и «Лоррен-Дитрих» (в серии). Фюзеляж треугольного сечения. Вооружение — два пулемёта «Льюис» калибра 7,62 мм. Лётчик-наблюдатель (он же стрелок) мог работать стоя. АНТ-3 — первый советский цельнометаллический самолёт, выпускавшийся серийно. На самолётах АНТ-3 выполнено два больших перелёта. Построено около 100 экземпляров.

АНТ-4, ТБ-1, Г-1 (рис. 5 и рис. в табл. X) — первый в мире цельнометаллический двухмоторный тяжёлый бомбардировщик свободносущей монопланной схемы. Строился с ПД «Нэпир-Лайон» (на опытном самолёте), БМВ-VI (на дублёре «Страна Советов»), М-17 (в серии). Крыло многолонжеронное, фюзеляж трапециевидного сечения, обшивка гофрированная. Кабина открытая. Вооружение — три спарки пулемётов ДА, бомбовая нагрузка до 1 т. В зимних условиях эксплуатировался на лыжном шасси; в гидроавиации (обозначение ТБ-1П) использовался на поплавковом шасси. После снятия с вооружения ТБ-1 передавались в ГВФ, где с меньшими эксплуатационными нагрузками под обозначением Г-1 применялись для транспортных перевозок. Для АНТ-4 впервые была решена задача создания лёгкой свободносущей монопланной конструкции. Это позволило в дальнейшем строить самолёты-монопланы с весовой отдачей, не уступающей бипланам. Конструкция стала классической и получила признание в мировом самолётостроении. На АНТ-4 установлены мировые рекорды продолжительности полёта с грузом, выполнен ряд экспедиций и перелётов. Самолёт использовался для отработки пороховых ускорителей взлёта, дозаправки топливом в воздухе, системы десантирования людей и тяжёлой техники на парашютах, телемеханических средств управления, системы воздушного авианосца «Звено» (см. ниже). ТБ-1 принимали участие в боевых действиях в 1929 на станции Манчжурия, в 1938 у озера Хасан, в 1939 у озера Буир-Нур. В 1939—40 участвовали в военных действиях в Финляндии. Во время Великой Отечественной войны самолёты входили в состав авиагруппы ВВС Северного флота и использовались для транспортных перевозок. Строились серийно в 1929—32. Построено 216 экземпляров.

АНТ-5, И-4 (рис. 6 и рис. в табл. X) — одноместный цельнометаллический истребитель полугоризонтальной схемы с ПД «Гном-Рон-Юпитер IV» (на опытном самолёте), «Гном-Рон-Юпитер VI» (на дублёре) и М-22 (в серии). Верхнее трёхлонжеронное крыло состояло из двух половин, стыковавшихся по плоскости симметрии самолёта. В 1929 выпущена модификация И-4 с очень маленьким нижним крылом. Эта машина устанавливалась на крыле авианосца ТБ-1 (система «Звено»). Вооружение — два пулемёта «Виккерс» калибра 7,62 мм. Строились серийно в 1927—31. Построено 349 экземпляров.

АНТ-6, ТБ-3, Г-2 (рис. 7 и рис. в табл. XVI) — первый в мире цельнометаллический свободносущий моноплан-бомбардировщик с четырьмя ПД, расположенными в ряд по размаху в носке крыла. Вначале на АНТ-6 устанавливались ПД «Кёртисс-Конкерор», затем БМВ-VI (на опытном самолёте), М-17Ф и М-34Р (в серии). При создании АНТ-6 реализована концепция А. Н. Туполева об эффективности свободносущих моноплановых схем при использовании толстого профиля в корне крыла в сочетании с его разгрузкой. Четырёхлонжеронное крыло состояло из центроплана и двух консолей. Толщина профиля крыла обеспечивала при необходимости доступ в полёте к крайним силовым установкам. Носки крыла по обе стороны от каждого двигателя могли откидываться, образуя трап для осмотра силовой установки. В центроплане были установлены выдвижные башни стрелкового вооружения для защиты нижней задней полусферы. Фюзеляж трапециевидного сечения, кабина лётчиков открытая, обшивка крыла и фюзеляжа гофрированная. Стабилизатор с изменяемым в полёте углом установки. Управление элеронами облегчалось включением в систему двух полиспастов. Зимой самолёт эксплуатировался на лыжном шасси. Вооружение — шесть — восемь пулемётов ДА, бомбовая нагрузка 4 т. В 30-х гг. только в СССР было налажено крупносерийное производство таких больших машин. В процессе серийной постройки самолёт непрерывно совершенствовался: подкрыльевые башни заменила кормовая установка; на руле направления был установлен серворуль; четырехколёсное шасси, состоящее из двух тележек, заменено двухколёсным с тормозами; использовались ПД новых моделей (в 1936 — М-34ФРН); на арктическом варианте кабина лётчиков сделана закрытой.

Самолёт стал основой бомбардировочной авиации, воздушно-десантных соединений, военно-транспортной авиации. На нём отработывались системы «Звено» и «СПБ» (см. «Звено» *Вахмистрова*). На АНТ-6 установлены мировые рекорды, осуществлён ряд экспедиций и перелётов. После использования в ВВС самолёты ТБ-3 передавались в ГВФ, где под обозначением Г-2 продолжали работать с меньшими эксплуатационными нагрузками. ТБ-3 участвовали в военных конфликтах 1938—40. В Великой Отечественной войне использовались в качестве бомбардировщика, в воздушно-десантных и военно-транспортных операциях. В 1932—37 построено 819 экземпляров.

АНТ-7, Р-6, КР-6, Р-6П, МР-6, ПС-7, МП-6 (рис. 8 и рис. в табл. XII) — самолёт многоцелевого назначения, что отвечало военной доктрине середины 20-х гг., — разведчик, истребитель дальнего сопровождения, бомбардировщик, торпедоносец. Цельнометаллический моноплан с двумя ПД (М-17, БМВ-VIC, М-17Ф). Крыло четырёхлонжеронное с размещёнными внутри него бензобаками. Стабилизатор с изменяемым в полёте углом установки. Управление двойное (это позволило использовать АНТ-7 в качестве учебной машины при переходе на более скоростные самолёты СБ). Вооружение — пять пулемётов ДА, бомбовая нагрузка 500 кг. Защита задней нижней полусферы обеспечивалась опускающейся поворотной башней со стрелком. Хорошо вооружённая машина по скорости не уступала одномоторным истребителям тех лет. Поставленный на поплавки самолёт (обозначения Р-6П, МР-6) использовался в морской авиации. С 1936 АНТ-7 снимались с вооружения, передавались (под обозначениями ПС-7 и МП-6) в ГВФ и Главсевморпуть. Благодаря большому радиусу действия применялись для картографических съёмок в Сибири. Пассажирский вариант вмещал семь человек при двух членах экипажа. АНТ-7 был первым советским самолётом, пролетевшим 6 мая 1937 над Северным полюсом (см. *Арктическая воздушная экспедиция 1937 года*). В 1938 самолёты Р-6 участвовали в спасении людей с кораблей, затёртых льдами в море Лаптевых. В 1939 на ПС-7 выполнен сверхдальний перелёт Москва — бухта Нагаева (9222 км за девять лётных дней). Во время Великой Отечественной войны АНТ-7, уже снятый с вооружения, применялся для буксировки планёров, доставки оружия партизанам и эвакуации раненых и т. д. Было построено 406 самолётов разных модификаций.

АНТ-8, МДР-2 (рис. 9) — первый советский цельнометаллический гидросамолёт, морской дальний разведчик с двумя ПД БМВ-VI. Двигатели устанавливались на стойках над крылом и имели толкающие винты, что уменьшало вероятность их повреждения при волнении. Конструкция лодки во многом являлась экспериментальной. Часть нагрузки воспринималась несущими подкрыльевыми поплавками. Испытания, проведённые в начале 1931, показали, что машина имеет хорошую мореходность, способна взлетать и садиться при значительной волне. В серии самолёт не строился.

АНТ-9, ПС-9 (рис. в табл. XI) — пассажирский девятиместный самолёт. Опытный самолёт имел три ПД «Гном-Рон-Титан». В серии ставились либо три ПД «Райт», либо (в основном) два ПД М-17. По схеме — свободнонесущий моноплан с верхним расположением крыла. Шпангоуты фюзеляжа в пределах салона — рамные, в хвостовой части — с расчалками. Управление двойное; угол установки стабилизатора — изменяемый в полёте. В июле — августе 1929 опытный экземпляр АНТ-9 под названием «Крылья Советов» совершил перелёт по Европе, подтвердивший, что машина не уступает иностранным самолётам такого же класса. С 1933 по 1943 ПС-9 широко использовались на гражданских авиалиниях. В 1935 ПС-9 был передан в агитэскадрилью имени М. Горького. Он получил название «Крокодил» (в честь сатирического журнала), был соответствующим образом оформлен внешне и с успехом совершал агитполёты. АНТ-9 участвовал во вспомогательных операциях Великой Отечественной войны. Серийная постройка самолётов велась в 1930—32. Построено около 70 экземпляров.

АНТ-10, Р-7 — двухместный разведчик бипланной схемы с ПД БМВ-VI. От АНТ-3 отличался большими размерами, установкой баков в крыле (впервые для бипланов), размещением бомб в фюзеляже. В серии не строился.

АНТ-13, И-8, «Жокей», «Общественный самолёт» — одноместный истребитель-перехватчик с ПД «Кёртисс-Конкерор». Безрасчалочный биплан небольших размеров и малого веса. Построен в порядке общественной инициативы. На нём впервые в СССР достигнута скорость 303 км/ч. В серии не строился.

АНТ-14 «Правда» (рис. 10 и рис. в табл. XI) — пассажирский самолёт на 36 мест. Из пяти ПД «Гном-Рон-Юпитер VI» четыре располагались в носке крыла по его размаху, один — в носовой части фюзеляжа. По схеме — подкосный цельнометаллический высокоплан с гофрированной обшивкой. Крыло четырёхлонжеронное, фюзеляж практически прямоугольного сечения, шпангоуты в пределах салона рамные, в хвостовой части — ферменные. Самолёт предназначался для проектировавшейся авиалинии Москва — Владивосток и был наиболее крупным пассажирский самолётом тех лет с высокими лётно-техническими характеристиками. Построен в одном экземпляре, так как пассажиро- и грузопоток оказались недостаточными для рентабельной эксплуатации столь больших машин. Под названием «Правда» АНТ-14 стал флагманом (до постройки АНТ-20) агитэскадрильи имени М. Горького. Использовался для платных полётов над Москвой, за 10 лет поднял в воздух около 40 тыс. пассажиров. Совершил несколько рейсов по стране и принял участие в авиационном празднике 1935 в Бухаресте.

АНТ-16, ТБ-4 (рис. 11) — тяжёлый бомбардировщик с шестью ПД М-34, два из которых установлены по тандемной схеме над фюзеляжем. Схема аналогична АНТ-6. Отличие в значительном увеличении размеров и устройстве двух крупных бомбоотсеков, расположенных до и после центроплана. В них размещалась бомбовая нагрузка до 4 т, что было впервые достигнуто в мировой практике. Необходимая жёсткость конструкции обеспечивалась мощными коробчатыми лонжеронами, люки окантовывались жёсткими рамами. Самолёт испытывался в 1933, в серии не строился.

АНТ-20 «Максим Горький» (рис. 12 и рис. в табл. XII) — в своё время самый большой в мире сухопутный самолёт. Строился на народные деньги (было собрано 6 млн. руб.) в связи с 40-летием литературной и общественной деятельности М. Горького и предназначался для проведения агитационных мероприятий. Для этих целей он был оборудован мощной радиоустановкой «Голос с неба», типографией, радиостанциями, фотолабораторией, звуковой киноустановкой для демонстрации фильмов на открытом воздухе, библиотекой и т. п. Кабина пилотов была оснащена новейшими аэронавигационными приборами. Силовая установка состояла из восьми ПД М-34ФРН, два из них — в тандемном расположении над фюзеляжем. Запуск двигателей — сжатым воздухом; топливные баки — в консолях крыла. Крыло трёхлонжеронное, стабилизатор, регулируемый в полёте. Фюзеляж прямоугольного сечения. Шпангоуты рамные, в хвостовой части — ферменные. Почти вся поверхность самолёта гофрированная. Для посадки в самолёт впервые в авиационной практике применён трап, который в убранном положении становился частью пола. Впервые в истории авиации на самолёте использовался не только постоянный, но и переменный ток напряжением 120 В. Помимо членов экипажа на борту размещалось 72 человека. Служебные и бытовые (например, спальные каюты) помещения занимали площадь более 100 м<sup>2</sup>. Как и все машины тех лет, самолёт разбирался на части, что позволяло перевозить их по железной дороге. На самолёте установлены мировые рекорды грузоподъёмности. В августе 1934 самолёт стал флагманом агитэскадрильи имени М. Горького. 18 мая 1935 в результате столкновения истребителя И-5 с АНТ-20 произошла катастрофа, погибли 46 человек.

АНТ-20бис, Л-760, ПС-124 — пассажирский вариант АНТ-20. После гибели АНТ-20 СНК СССР в 1935 принял постановление о производстве 16 подобных самолётов, однако был построен только 1 экземпляр. Основные отличия: с фюзеляжа снята тандемная установка двигателей, внутренние помещения переоборудованы на 64 пассажирских места. Установлено шесть ПД М-34ФРНВ, заменённых в 1940 двигателями АМ-35. ПС-124 успешно эксплуатировался на линии Москва — Минеральные Воды.

АНТ-21, МИ-3 — многоцелевой истребитель с двумя ПД М-17. Фюзеляж овального сечения с гладкой обшивкой, кабины закрытые, шасси убирающееся. Крыло и оперение имели гофрированную обшивку. Вертикальное оперение — с разнесёнными шайбами. Дублёр (АНТ-21бис; рис. 13) значительно отличался от опытного самолёта; шайбы были заменены килем, оперение выполнено с гладкой обшивкой. В серии самолёт не строился.

АНТ-22, МК-1 (рис. 14) — цельнометаллический гидросамолёт (морской крейсер), выполненный по схеме катамарана. Предназначался для дальней разведки, нёс бомбовую нагрузку до 6 т на наружных подвесках. Конструкция была уникальной и крупнейшей в мире из построенных по этой схеме. Крыло четырёхлонжеронное с гофрированной обшивкой. Над центропланом в трёх тандемных установках размещались шесть ПД АМ-34Р. Лодки конструктивно были выполнены как поплавки, с развитой носовой частью и относительно большой шириной. Обе лодки соединяло хвостовое оперение с двумя килеями. Для придания конструкции необходимой жёсткости горизонтальное оперение было сделано бипланным расчалочным. Обшивка лодок и килей гладкая. На самолёте были превышены мировые рекорды высоты полёта с грузом. В серии не строился.

АНТ-23, И-12, «Бауманский комсомолец» — цельнометаллический одноместный пушечный истребитель двухбалочной схемы с низкорасположенным крылом. Кабина лётчика размещалась между двумя ПД «Юпитер-VI», установленными тандемно и приводящими тянущий и толкающий воздушные винты. Крыло двухлонжеронное неразъёмное с гладкой обшивкой. Хвостовые балки крепились к лонжеронам крыла и в своей передней части переходили в обтекатели пушек. В серии не строился.

АНТ-25, РД (рис. в табл. XII) — цельнометаллический свободнонесущий моноплан с ПД М-34 (на опытном самолёте), затем — М-34Р. Назначение — установление рекорда дальности беспосадочного полёта по прямой. Крыло низкорасположенное двухлонжеронное с третьим дополнительным задним лонжероном. Отличалось большим удлинением ( $\{\lambda\} = 13,1$ ), наличием семиметровых топливных баков, воспринимавших часть нагрузки. Обшивка гофрированная, обтянутая полотном. При конструировании крыла использовали специально разработанную методику расчёта на вибрацию и прочность крыльев большого удлинения. Фюзеляж монококовый с гладкой обшивкой, оперение — с гофрированной обшивкой. Кабина на трёх членов экипажа имела новейшее радио-, электро-, навигационное оборудование, обогрев. Впервые в СССР применён электрифицированный механизм подъёма шасси. Для непотопляемости в случае вынужденной посадки на воду имелись мешки из прорезиненной ткани, наполнявшиеся воздухом. На самолётах АНТ-25 выполнен ряд выдающихся перелётов (в том числе беспосадочные перелёты экипажей *В. П. Чкалова* и *М. М. Громова* через Северный полюс в США) и установлены мировые рекорды дальности беспосадочного полёта по прямой и ломаной. Строился малой серией (16 экземпляров), в том числе с дизелями ЮМО-4 и АН-1 по 1 экземпляру (обозначение РДД).

АНТ-27, МДР-4 (рис. 15) — морской дальний разведчик. По схеме — лодка со свободнонесущим монопланым крылом и близко поставленными к ней подкрыльевыми поплавками. Крыло трёхлонжеронное с гофрированной обшивкой центроплана и полотняной на консолях. Над крылом на стойках установлены три ПД М-34Р. Средняя установка — с толкающим винтом. Хвостовое оперение высокоподнятое. В 1935 построен второй вариант (АНТ-27бис), который в связи с изменением боевого назначения получил обозначение МТБ-1 — морской торпедоносец-бомбардировщик. Выпускался малой серией — 15 самолётов.

АНТ-29, ДИП (рис. 16) — двухместный пушечный истребитель с двумя ПД М-100 и полностью гладкой обшивкой. Самолёт был вооружён 102-мм динамореактивной пушкой системы Л. В. Курчевского. Ствол пушки и труба для отвода газов проходили по низу фюзеляжа. Предусматривалась возможность установки и др. вооружения. В связи с появлением реактивных снарядов ДИП своё назначение потерял.

АНТ-31, И-14 (рис. 17) — истребитель цельнометаллической конструкции со свободнонесущим монопланым крылом; первый в Советском Союзе с убирающимся шасси. Фюзеляж и киль с

гладкой обшивкой, крыло и стабилизатор — с гофрированной. Уборка шасси тросовым приводом; колёса снабжены тормозами. Опытный самолёт с высотным ПД «Бристоль-Меркур» имел закрытый фонарь кабины. В серии строился АНТ-31бис (рис. в табл. XII), имевший ряд отличий; обшивка полностью гладкая, кабина открытая, опоры шасси крепятся под бортом фюзеляжа и убираются в сторону консолей крыла. Первые самолёты выпускались с ПД «Райт-Циклон», большинство — с М-25. Вооружение — пулемёт *ЛВ-1* и две автоматические пушки Курчевского АПК калибра 37 мм. Построено 22 экземпляра. Первый полёт в 1933.

АНТ-35, ПС-35 (рис. 18 и рис. в табл. XIII) — первый скоростной пассажирский самолёт на линиях ГВФ. На опытном АНТ-35 было два ПД «Гном-Рон», на серийных — два М-62ИР. Планёр, за исключением фюзеляжа, взят от АНТ-40. В новом фюзеляже размещалось 10 пассажирских кресел; он был оборудован звуко- и теплоизоляцией, общей и индивидуальной вентиляцией, освещением, отоплением. Экипаж размещался в кабине с двойным управлением и совершенным навигационным оборудованием. Самолёт мог продолжать полёт с одним работающим двигателем. Построено 11 экземпляров.

АНТ-37, ДБ-2 (рис. 19) — дальний бомбардировщик с двумя ПД К-14 («Мистраль-Мажор»). Во время испытаний из-за вибрации горизонтального оперения произошло разрушение самолёта в воздухе. Самолёт-дублёр ДБ-2 с двумя ПД «Гном-Рон», переданный на испытания с необходимыми усилениями конструкции, показал хорошие характеристики по дальности полёта. В серии не строился.

АНТ-37бис, ДБ-2Б, «Родина» (рис. в табл. XIII) — вариант самолёта АНТ-37, приспособленного для установления рекорда дальности. Были установлены более мощные ПД М-86, переоборудована кабина, увеличен объём баков. Планёр практически не менялся. Крыло и оперение с гладкой обшивкой. Впервые в СССР применено электрическое управление подъёмом и выпуском шасси. На самолёте «Родина» в 1938 *В. С. Гризодубова, П. Д. Осипенко и М. М. Раскова* установили женский мировой рекорд дальности беспосадочного полёта по прямой. В серии не строился.

АНТ-40, СБ (рис. в табл. XVI) — массовый скоростной фронтовой бомбардировщик. Его скорость была близка к скорости истребителя, что дало возможность использовать СБ для нанесения бомбовых ударов в тактической зоне противника без прикрытия истребителей. По схеме — цельнометаллический среднеплан с двумя ПД «Райт-Циклон» (в серии ПД М-100). Крыло двухлонжеронное, фюзеляж монококовой конструкции. На элеронах впервые введена противофлаттерная весовая компенсация, ставшая обязательной для скоростных самолётов.

Обшивка гладкая. Опоры колёсного шасси убирались назад в мотогондолы, лыжные поднимались и прижимались к нижней поверхности мотогондол, где были сделаны зализы-обтекатели. Протестированные баки размещались в центроплане и в крыле. На серийных машинах предусматривалась возможность установки подвесных баков. Стрелковое вооружение — четыре пулемёта *ШКАС*. Бомбовая нагрузка 1—1,5 т. Дальность полёта с 500 кг бомб — 1000 км. Самолёт выпускался в различных модификациях с разными ПД. После снятия с вооружения самолёты использовались в ГВФ с меньшими эксплуатационными нагрузками под обозначениями ПС-40, ПС-41 в качестве транспортных. В 1937 на СБ установлен мировой рекорд подъёма 1000 кг груза на высоту 12246,5 м. СБ участвовал в боевых действиях в Китае, Испании, Монголии, на Дальнем Востоке, в советско-финской войне. К началу Великой Отечественной войны фронтовая бомбардировочная авиация на 94% состояла из самолётов СБ. Построено 6831 экземпляров, в том числе 250 — в варианте пикирующего бомбардировщика *Ар-2*.

АНТ-41, Т-1 (рис. 20) — торпедоносец-среднеплан с двумя ПД М-34ФРН. Крыло двухлонжеронное. Шасси убиралось в мотогондолу, хвостовое колесо — в фюзеляж. Обшивка гладкая с потайной клёпкой. На внутренней подвеске размещались две торпеды или две бомбы по 1000 кг. Испытания показали высокие скоростные данные (435 км/ч), хорошую скороподъёмность.

В одном из полётов Т-1 потерпел катастрофу из-за возникшего флаттера крыла. Работы по заложенной серии были прекращены.

АНТ-42, ТБ-7, Пе-8 — см. в ст. *Пе*.

АНТ-44, МТБ, «Чайка» (рис. 21 и рис. в табл. XVI) — морской тяжёлый бомбардировщик. По схеме — цельнометаллическая летающая лодка с небольшим изгибом крыла по типу «Чайка». В носке крыла по размаху размещались четыре ПД М-85. Корпус лодки с широким днищем имел оптимальные обводы, полученные по данным испытаний моделей в гидроканале ЦАГИ. АНТ-44 успешно прошёл испытания. Второй экземпляр, получивший название АНТ-44бис (или АНТ-44Д), с более мощными ПД М-87 был выполнен по схеме амфибии. АНТ-44бис также успешно прошёл испытания; в 1940 на нём установлено шесть рекордов по классу амфибий. Применялся в Великой Отечественной войне. Вооружение — четыре пулемёта ШКАС, две пушки ШВАК; бомбы — до 2,5 т. В серии не строился.

АНТ-51, «Иванов» — одномоторный разведчик-моноплан с ПД М-62. Дальнейшие модификации, строившиеся серийно, — ББ-1, Су-2 (см. в ст. *Су*).

Ту-2, «103» (рис. 22 и рис. в табл. XVIII) — фронтовой пикирующий бомбардировщик, созданный в 1939—40 в спецтехотделе № 103 ЦКБ-29 НКВД. По схеме — среднеплан с разнесённым хвостовым оперением. Два ПД: АМ-37 (на опытном самолёте и дублёре), АШ-82 (на третьем самолёте), АШ-82НВ (в серии). Двухлонжеронное крыло состояло из центроплана и консолей. Основные опоры шасси убирались назад в мотогондолы, хвостовое колесо — в фюзеляж. Фюзеляж полумонококовой конструкции с большим бомбовым отсеком. Базовая схема была использована для создания ряда модификаций: первого в СССР специального фоторазведчика, штурмовика, перехватчика, скоростного дальнего бомбардировщика, торпедоносца, истребителя дальнего сопровождения. Вооружение — две пушки ШВАК по бортам фюзеляжа, три — пять пулемётов УБ (УБТ) для защиты сзади. Бомбовая нагрузка — три бомбы по 1000 кг, максимальная нагрузка до 4 т. Мощное вооружение и большая скорость полёта позволяли использовать Ту-2 без истребителей сопровождения. Серийная постройка продолжалась с 1942 по 1950. Построено более 2500 самолётов, из них около 800 участвовало в Великой Отечественной войне и в войне 1945 с Японией. Самолёт проявил себя как один из лучших фронтовых бомбардировщиков 2-й мировой войны. Он стал своеобразным «мостом» между поршневой и реактивной авиацией. На его базе был построен первый реактивный бомбардировщик Ту-12 (см. ниже).

Ту-4, Б-4 (рис. 23) — дальний тяжёлый бомбардировщик с четырьмя ПД АШ-73ТК. В 1945 в ОКБ велась разработка самолёта «64» — первого послевоенного четырёхмоторного бомбардировщика. Однако задерживалось решение вопросов о его оснащении современным радио-, навигационным оборудованием, системами вооружения и т. п. Это объяснялось тем, что во время войны не было возможности проводить широкие перспективные разработки. Для решения возникших проблем в минимальные сроки производство постановило вместо самолёта «64» разработать самолёт Б-4, взяв за образец имевшиеся в СССР американские самолёты В-29 с современным оборудованием. На создание советского аналога было отведено два года. За это время предстояло не только поднять на качественно новый уровень развития многие отрасли промышленности, но и изготовить, испытать и начать серийное производство сотен приборов и агрегатов для самолётов Б-4. Ответственным за весь комплекс работ, в котором участвовало более 900 заводов, КБ и НИИ различных наркоматов, был назначен А. Н. Туполев. По схеме Ту-4 — среднеплан с крылом большого удлинения ( $\lambda = 11,5$ ). Крыло двухлонжеронное трапециевидное. Шасси с передней опорой, оборудовано гидравлическими тормозами. Передние кромки крыла и оперения с противообледенительными пневматическими протекторами. Фюзеляж полумонококовой конструкции с тремя герметическими кабинами. Передняя и средняя кабины соединены между собой тоннелем. На средней кабине имеются три блистерных прицельных станции. Срежковое вооружение — 10 пушек НС-23 в пяти турельных установках с дистанционным управлением с любого поста. Бомбовая нагрузка 6 т, перегрузочная — восемь 1000-кг бомб. Ту-4 стал последним

серийным бомбардировщиком с ПД и до середины 50-х гг. был основным самолётом стратегической авиации СССР. Самолёт широко использовался в качестве летающих лабораторий (Ту-4ЛЛ) для испытаний нового оборудования, двигательных установок, систем дозаправки топливом в полёте и др. В варианте стратегического разведчика (Ту-4Р) был оснащён дополнительными баками в переднем бомбоотсеке и фотооборудованием в заднем. Построено около 1000 экземпляров.

Ту-12, «77» (рис. 24 и рис. в табл. XXIII) — первый советский реактивный бомбардировщик с двумя ТРД «Нин-1». Создан на базе серийного Ту-2. Основные отличия: обшивка кессона крыла подкреплена изнутри гофром, фюзеляж увеличен по высоте и удлинена его носовая часть; шасси с передней опорой; гондолы двигателей заканчивались обтекателями для подкрыльевых опор. Вооружение — одна пушка НР-23, два пулемёта УБТ, бомбовая нагрузка от 1 до 3 т. При создании Ту-12 впервые решались вопросы, связанные с особенностями как проектирования, так и технологии производства тяжёлых реактивных самолётов. В частности, стала очевидной необходимость перехода от индивидуального кислородного питания к гермокабинам. Ту-12 успешно прошёл испытания, достигнув скорости 783 км/ч. Строился малой серией — 5 экземпляров.

Ту-14, «73» (рис. 25) — следующий реактивный бомбардировщик ОКБ. Для самолёта спроектировано крыло со скоростными профилями, применена гермокабина. Горизонтальное оперение стреловидное, вертикальное однокилевое. Ту-14 имел ряд модификаций. В связи с недостаточной мощностью двух ТРД «Нин-1», установленных под крылом, впервые в практике мирового самолётостроения была разработана и осуществлена установка третьего двигателя (ТРД «Дервент-V») в хвостовой части фюзеляжа. Самолёт успешно прошёл испытания, показав скорость 872 км/ч на высоте 5000 м и дальность 2810 км. В варианте разведчика имел обозначение «73Р» («74»). Первый полёт в 1947.

Самолёт Ту-14 («78») отличался от самолёта «73» установкой отечественных двигателей (два ТРД РД-45 и один РД-500) взамен импортных. Были внесены изменения в вертикальное оперение и остекление кабины. В вариантах торпедоносца Ту-14Т («81») и разведчика Ту-14Р («89») установлены два более мощных ТРД ВК-1, что позволило вместо третьего двигателя оборудовать кормовую гермокабину. При этом экипаж уменьшился с четырёх до трёх человек, число пушек НР-23 с шести до четырёх. Торпеды подвешивались в удлинённом бомбоотсеке. Ту-14Т имел скорость 860 км/ч, дальность около 3000 км. Для авиации ВМФ построено 87 самолётов.

Ту-16, «88» (рис. 26 и рис. в табл. XXV) — первый советский серийный дальний бомбардировщик со стреловидным крылом. В принятой компоновке два ТРД АМ-3, имевшие большие габариты, размещались в корне крыла вплотную к бортам фюзеляжа, к которому они и крепились; основные опоры шасси, впервые имевшие многоколёсные тележки, убирались назад в обтекатели. Каналы воздухозаборников двигателей проходили сквозь крыло, что потребовало особой конструкции корневых зон лонжеронов. Найденные конструктивные решения позволили получить оптимальные аэродинамические качества. Система сервокомпенсации и профилирование носков рулей обеспечили возможность ручного управления во всём диапазоне скоростей без бустерных устройств. Впервые для самолётов такого типа была разработана и внедрена в практику система дозаправки топливом в полёте «с крыла на крыло». Вооружение — семь пушек НР-23; бомбовая нагрузка 3 т (максимальная — 9 т). Ту-16 имел ряд модификаций: разведчик с фотоаппаратурой в бомбоотсеке, заправщик с дополнительным топливным баком, торпедоносец, постановщик радиопомех, ракетноносец. В последней модификации Ту-16 мог поражать объекты противника, не входя в зону его ПВО. Строился массовой серией с 1953. Построено более 1500 экземпляров.

Ту-22 — реактивный сверхзвуковой бомбардировщик со среднерасположенным крылом и двумя двигателями типа ВД-7М в хвостовой части фюзеляжа. Экипаж 3 человека. Максимальная взлётная масса без ускорителей 92 т. Максимальная дальность полёта на крейсерском дозвуковом

режиме 5650 км. Потолок 13500 м, скорость 1640 км/ч. Вооружение: пушка калибра 23 мм, бомбовая нагрузка до 9 т. Строился серийно в различных модификациях. Первый полёт в 1959.

Ту-22М-3 — реактивный сверхзвуковой бомбардировщик; *самолёт с крылом изменяемой в полёте стреловидности* и двумя ТРДДФ в хвостовой части фюзеляжа (первый полёт в 1969). На Ту-22МЗ (1977) два ТРДДФ НК-25 тягой по 242 кН. Экипаж — 4 человека. Максимальная взлётная масса без ускорителей 122 т, практический потолок 14000 м, максимальная скорость 2300 км/ч. Вооружение: УР, бомбы. Строился серийно.

Ту-28 — то же, что Ту-128 (см. ниже).

Ту-70 (рис. 27) — первый в СССР пассажирский самолёт с герметизированным салоном. По схеме — низкоплан с четырьмя ПД АШ-73ТК. Построен на базе Ту-4 с увеличенным по длине и диаметру фюзеляжем. Салон оборудован отоплением, вентиляцией, имеется блок питания. Самолёт успешно прошёл испытания. В серии не строился. Опыт создания большой герметизированной кабины использован при проектировании Ту-104.

Ту-75 — транспортный вариант самолёта Ту-70. Фюзеляж приспособлен для размещения в нём тяжёлой боевой техники. Для этой цели сделан большой грузовой люк с опускающимся тралом. Самолёт брал до 10 т груза или 100 десантников со штатным вооружением. Были введены стрелковые установки — верхняя, нижняя и кормовая. Ту-75 применялся для грузовых перевозок. В серии не строился. Первый полёт в 1950.

Ту-80 (рис. 28) — дальний бомбардировщик с четырьмя ПД АШ-73ФН. Развитие Ту-4 с целью увеличения дальности полёта. Основные отличия: новая компоновка передней кабины, ставшая прототипом для Ту-85 и Ту-95; облегчённая конструкция; улучшенная аэродинамика крыла; полуутопленные бортовые блистеры прицельных станций. Крыло с несколько  $\delta$ льшим размахом позволило на 15% увеличить запас топлива. С нагрузкой в 3 т была достигнута дальность свыше 7000 км. В серии самолёт не строился.

Ту-82, «82» (рис. 29) — фронтовой бомбардировщик с двумя ТРД ВК-1. Впервые в отечественном самолётостроении на бомбардировщике было применено стреловидное крыло. Мотогондолы двигателей, расположенных под крылом, объединялись с обтекателями шасси. Экипаж размещался в двух гермокабинах. Испытания подтвердили правильность выбранных конструктивных и технологических решений. Скорость Ту-82 достигала 934 км/ч на высоте 4000 м. Построено 2 экземпляра. Полученные результаты позволили приступить к проектированию самолёта Ту-16 («88»).

Ту-85 (рис. 30) — межконтинентальный бомбардировщик с четырьмя ПД ВД-4К (на опытном самолёте; на дублёре предполагались АШ-2К). Среднеплан; крыло двухлонжеронное с работающей обшивкой. Новшества в его конструкции, а также расход горючего из крыльевых баков по наиболее рациональной схеме позволили получить большой выигрыш в весе, высокое аэродинамическое качество. Конструкции многих агрегатов аналогичны конструкциям на самолёте Ту-4. Вооружение — 10 пушек НР-23, бомбовая нагрузка до 20 т. Первый советский самолёт с массой более 100 т. Самолёт успешно прошёл испытания. Работы по внедрению его в серийное производство были прекращены, так как на смену бомбардировщикам с прямым крылом и ПД шли машины со стреловидным крылом и ГТД (ТВД и ТРД), имевшие значительно большие скорости.

Ту-91 — двухместный многоцелевой самолёт с ТВД ТВ-2 мощностью 4480 кВт. Первоначально предназначался для палубного базирования на авианесущих кораблях, поэтому имел конструктивные особенности: складывающиеся вверх консоли крыла, систему для взлёта и посадки на палубу. Последующая переориентация на сухопутный вариант позволила упростить и облегчить конструкцию. Сразу за соосными винтами размещалась кабина. Лётчик и штурман сидели рядом, разделённые валом, проходившим от двигателя к редуктору. Двигатель, находившийся за кабиной, служил своеобразной бронезащитой экипажа. Катапультные сидения

обеспечивали одновременное покидание самолёта членами экипажа. Оборудование позволяло работать со всеми видами вооружения, устанавливаемого на самолёте. Имелось дистанционное управление оружием для защиты задней полусферы. Самолёт успешно прошёл испытания. При полётной массе 7 т имел дальность 1500 км, скорость 500 км/ч, потолок 6 км. В серии не строился.

Ту-95 — стратегический бомбардировщик с восемью ТВД ТВ-2Ф, сведёнными попарно в четыре установки с редуктором уникальной конструкции на опытном самолёте, и с четырьмя ТВД НК-12 — на серийных. По схеме — среднеплан со стреловидным крылом большого удлинения. Шасси с передней опорой, с четырёхколёсными тележками на основных опорах. Обтекатели шасси являлись продолжением мотогондол внутреннего ТВД. Каждый из ТВД приводил во вращение (в противоположных направлениях) два соосных четырёхлопастных винта, оборудованных системой автофлюгирования. Ту-95, как и Ту-16, стал в процессе развития ракетноносным комплексом. Имел ряд модификаций различного назначения. Строился серийно. Первый полёт в 1952.

Модификация Ту-95МС — составная часть ударного авиационного комплекса, в который входят самолёт-носитель, ракеты класса «воздух — поверхность» (шесть крылатых ракет), оборонительный комплекс. На Ту-95МС установлены четыре ТВД НК-12МВ, оборудование для заправки топливом в полёте по системе «шланг — конус». Экипаж 7 человек.

Ту-98 — сверхзвуковой бомбардировщик с двумя ТРД АЛ-7Ф, расположенный в хвостовой части фюзеляжа. Новшества: силовые элементы крыла и фюзеляжа выполнены из прессованных профилированных панелей; для ввода в двигатели невозмущённого воздушного потока установлены удлинённые воздухозаборники; основные опоры шасси крепились к фюзеляжу и убирались в него, оставляя крыло «чистым»; во всех каналах управления введены гидроусилители, рулевые демпфирующие устройства. Построено 2 экземпляра.

Ту-104 (рис. 31 и рис. в табл. XXV) — первый советский реактивный пассажирский самолёт. По схеме — низкоплан с двумя ТРД АМ-3. Построен на базе самолёта Ту-16. Заново спроектированный фюзеляж состоял из кабины экипажа и салона. В салоне размещалось от 50 до 115 пассажиров в зависимости от модификации. Впервые в отечественном самолётостроении были решены проблемы обеспечения ресурса герметичного фюзеляжа. Носок крыла обогревался горячим воздухом от компрессора двигателя; киль и стабилизатор имели электрообогрев. Шасси — с передней опорой. Вошёл в строй в 1956 и по существу стал первым в мире реактивным пассажирским самолётом, успешно вступившим в регулярную эксплуатацию. В 1958 на Всемирной выставке в Брюсселе самолёту присуждена золотая медаль. На специальном самолёте Ту-104 моделировались условия невесомости для лётчиков из первого отряда космонавтов. На Ту-104 установлено 26 мировых рекордов, совершён ряд известных перелётов. Самолёт эксплуатировался зарубежными авиакомпаниями. Снят с эксплуатации в 1980. Установлен как памятник в Московском аэропорту Внуково. Построено свыше 200 экземпляров.

Ту-110 — реактивный пассажирский самолёт с четырьмя ТРД АЛ-7П. Создан на базе Ту-104. Основные отличия, связанные с попарной установкой двигателей с каждого борта фюзеляжа: изменена конфигурация корневых зон лонжеронов для новых воздухозаборников; двигатели крепятся к крыльевой балке, а не к фюзеляжу. Построено 2 экземпляра. Первый полёт в 1957.

Ту-114 (рис. в табл. XXVI) — пассажирский самолёт с четырьмя ТВД НК-12МВ, построенный на базе Ту-95. По схеме — моноплан с низкорасположенным крылом и подвижным стабилизатором. Были решены проблемы жизнеобеспечения и необходимого комфорта для 220 пассажиров при длительном полёте. Самолёту были присущи многие особенности аэробуса. Двухпалубный фюзеляж в нижней части имел отсеки для багажа, почты, комнату отдыха экипажа. Здесь же была расположена кухня с запасом продуктов. Палубы соединялись лестницей. На верхней палубе помимо салонов с удобными креслами имелось четыре трёхместных спальных купе. В расположенный между салонами буфет еда подавалась из кухни специальным лифтом. Пассажирам обслуживали шесть бортпроводниц. С конца 50-х гг. до 1967 Ту-114 был флагманом «Аэрофлота» и эксплуатировался на линиях большой протяжённости, связывающих Москву с

Хабаровском, Дели, Нью-Йорком, Токио, Гаваной. В СССР самолёт не имел конкурентов по экономической эффективности. Ту-114 удостоен Гран при на Всемирной выставке 1958 в Брюсселе, ему принадлежат 32 мировых рекорда. Самолёт снят с эксплуатации в 1976, установлен в Московском аэропорту Домодедово как памятник сверхдальному турбовинтовому лайнеру. Построено 32 экземпляра.

Ту-116, Ту-114Д — пассажирский самолёт с четырьмя ТВД НК-12 для эксплуатации на сверхдальних беспосадочных трассах. Создан на базе Ту-95. Изменения коснулись конструкции фюзеляжа. За центропланом расположена гермокабина, включающая два салона на 20 человек, кухню, туалет, служебное помещение. Для входа и выхода использовался опускающийся трап. В 1958 на Ту-116 совершён ряд выдающихся перелётов, среди них первый беспосадочный рейс пассажирского самолёта по маршруту Москва — Владивосток. Построено 2 экземпляра. Первый полёт в 1965.

Ту-124 (рис. 32 и рис. в табл. XXVII) — реактивный ближнемагистральный пассажирский самолёт с двумя ТРДД Д-20П. Впервые в СССР на пассажирском самолёте были установлены более экономичные и менее шумные двухконтурные ТРД. Наличие двухщелевых закрылков и интерцепторов на крыле, посадочного щитка на фюзеляже, тормозного парашюта позволяло эксплуатировать самолёт с ВПП как с твёрдым покрытием, так и с грунтовым. Шасси трёхопорное. Основные опоры с четырёхколёсными тележками, убирающимися назад по полёту в гондолы-обтекатели. В зависимости от классности салон рассчитан на 44 или 56 человек. Он оснащён удобными креслами, отоплением, вентиляцией; имеется буфет. Самолёт эксплуатировался рядом зарубежных компаний. Построено более 150 экземпляров.

Ту-126 — первый советский самолёт, оборудованный системой дальнего радиолокационного обнаружения. Создан на базе Ту-114. Фюзеляж удлинен и переоборудован для размещения радиотехнического комплекса «Лиана» и обслуживающего персонала. На хвостовой части фюзеляжа установлен пилон, несущий на себе радиопрозрачный обтекатель с размещённой в нём радиолокационной антенной поиска целей. Комплекс «Лиана» обеспечивал раннее обнаружение самолётов и надводных кораблей, определение их государственной принадлежности. Полученные данные передавались на пункты ПВО. Строился серийно.

Ту-128, Ту-28 — дальний сверхзвуковой истребитель-перехватчик с двумя ТРДФ АЛ-7Ф-2 с тягой по 66,7 кН (99 кН на форсаже), расположенными в хвостовой части фюзеляжа (первый полёт в 1961). Построен на базе Ту-98. Шасси трёхопорное; основные опоры убираются в обтекатели на крыле, носовая — в фюзеляж (назад по полёту). Герметическая кабина оборудована катапультными креслами, обеспечивающими покидание самолета на всех режимах полёта, включая взлёт и посадку. Экипаж 2 человека. Максимальная взлётная масса — 43 т, максимальная скорость — 1665 км/ч, практическая дальность полёта — 2565 км, потолок — 15600 м. Вооружение — четыре ракеты класса «воздух — воздух». Оборудован системой обнаружения, захвата и сопровождения цели. Строился серийно. Первый полёт в 1961.

Ту-134 (рис. 33 и рис. в табл. XXVIII) — ближнемагистральный пассажирский самолёт с двумя ТРДД Д-20П-125 на опытном самолёте и Д-30 на серийных. Двигатели установлены в хвостовой части фюзеляжа на пилонах, что значительно снижает шум в салоне. Горизонтальное оперение поднято на вершину киля. Топливо размещено в кессон-баках крыла. Ту-134 был сертифицирован по международным нормам. Самолёт строился в различных модификациях: пассажирские, машины специального назначения, летающие лаборатории. Использовался также в школах ВВС. Ту-134 широко применялся в «Аэрофлоте» и во многих зарубежных авиакомпаниях. Построено более 850 экземпляров.

Ту-144 (рис. 34 и рис. в табл. XXIX) — сверхзвуковой пассажирский самолёт с четырьмя ТРДФ НК-144А (в серии ТРД РД36-51А). Выполнен по схеме «бесхвостка» Крыло треугольное, малого удлинения, с наплывом большой стреловидности в передней части. Управление самолётом по тангажу и крену осуществляется двумя элевонами. Каждый из них состоит из четырёх секций,

отклоняемых раздельно с помощью двух бустеров. Руль направления имеет две секции также с раздельным управлением. Наличие секций в органах управления существенно повышает надёжность работы системы, этой же цели служит четырёхкратное резервирование всех основных систем. Силовая установка скомпонована под крылом в двух изолированных мотогондолах, каждая на два двигателя. Топливо размещено в кессон-баках крыла. Оно расходуется автоматически по определённой программе, обеспечивающей необходимую центровку машины. Шасси трёхопорное. Основные опоры имеют двухосную восьмиколёсную тележку. Все колёса оборудованы тормозами. Опоры убираются вперёд по полёту в ниши между каналами воздухозаборника. Кабина экипажа вписана в обводы фюзеляжа и не имеет обычного выступающего фонаря. Поэтому носовая негерметизированная часть фюзеляжа с радиолокатором и антенными системами при взлёте и посадке отклоняется вниз, открывая лобовые стёкла кабины пилотов для визуального обзора. Для улучшения взлётно-посадочных характеристик применено убирающееся в полёте переднее горизонтальное оперение. Самолёт оборудован рядом автоматических систем, в том числе для навигации и слепой посадки. Салон вмещает 150 пассажиров. Багаж размещается в контейнерах в багажных отсеках. На самолёте установлен ряд мировых рекордов. Строился серийно. В 1977—78 эксплуатировался на трассе Москва — Алма-Ата.

Ту-154 (рис. 35 и рис. в табл. XXVIII) — магистральный реактивный пассажирский самолёт с тремя ТРДД НК-8-2 (Д-30КУ-154 на модификации Ту-154М). Низкорасположенное трёхлонжеронное крыло имеет хорошую аэродинамическую компоновку, снабжено предкрылками, интерцепторами, трёхщелевыми закрылками. Топливо размещается в кессон-баках крыла. Шасси трёхопорное. Подкрыльевые опоры состоят из тележек с тремя парами колёс. Фюзеляж, за исключением носка с антенной радиолокатора и хвостовой части, где крепятся двигатели, герметизирован. В салоне, в зависимости от шага кресел, размещается от 164 до 180 пассажиров, которых обслуживают шесть бортпроводниц. Три багажных отсека (два из них герметизированы) вмещают 18 т коммерческой нагрузки. Двигатели, расположены в хвостовой части фюзеляжа на демпферных опорах, имеют удобный доступ для осмотра. Над средним двигателем находится вспомогательная силовая установка. Горизонтальное оперение с подвижным стабилизатором установлено сверху киля. Рули направления и высоты — сотовой конструкции. Построенный в разных модификациях Ту-154 широко применяется на линиях «Аэрофлота» и в зарубежных авиакомпаниях.

Ту-155 — самолёт, на котором впервые в мировой практике установлен двигатель, работающий на *криогенном топливе* (жидкий водород или сжиженный природный газ). Построен на базе серийного самолёта Ту-154. Из трёх двигательных установок две (левая и средняя) — обычные для Ту-154 ТРДД НК-8-2. Третья (правая) установка включает двигатель НК-88 или НК-89, работающий на криогенном топливе. Для его размещения в хвостовой части переоборудованного пассажирского салона установлен специальный бак. Использование криогенного топлива потребовало разработки, создания и освоения принципиально новых для авиастроения технологических процессов. Работу криогенной силовой установки, её пожаро- и взрывобезопасность обеспечивают 30 бортовых ЭВМ. Первые лётные испытания Ту-155 с двигателем НК-88, работавшим на жидком водороде, проведены в 1988, а с НК-89, работавшим на сжиженном природном газе, — в 1989. Они подтвердили правильность выбранных технологических решений.

Ту-160 — сверхзвуковой стратегический бомбардировщик, с крылом изменяемой в полёте стреловидности. Четыре ТРДД НК-32 установлены попарно в гондолах под задней частью крыла. Хвостовое оперение крестообразной формы, киль цельноповоротный. Максимальная взлётная масса 275 т. Экипаж (два пилота и два штурмана) размещён в двух двухместных кабинах, оборудованных катапультными креслами. В полёте самолёт может находиться (с дозаправкой в воздухе) десятки часов, поэтому для экипажа предусмотрены кухня, откидная койка и др. удобства. Управление самолётом и его системами вооружения облегчено наличием более 100 ЭВМ. Вооружение размещается в двух отсеках фюзеляжа. Оно может состоять либо из бомб, либо из 12 крылатых ракет, либо из 24 ракет малой дальности. В оборонительное вооружение входят

системы РЭБ. Навигационная и прицельная системы обеспечивают высокие точности вывода самолёта в заданный район и поражение целей. Строился серийно. Первый полёт в 1981.

Ту-204 (рис. 36) — пассажирский самолёт для линий протяжённостью до 3500 км. По схеме — моноплан с низкорасположенным крылом. Под крылом на пилонах установлены два ТРДД ПС-90А (Д-90А). Топливо размещается в четырёх крыльевых баках и одном килевом. Система расхода топлива работает в автоматическом режиме. Шасси выполнено по трёхопорной схеме. Основные опоры под крылом, убираются в нишу фюзеляжа. Передняя опора убирается вперёд по полёту. Стабилизатор установлен на фюзеляже. В конструкции Ту-204 широко использованы композиционные материалы, применены цифровые электродистанционные системы управления самолётом. Салон, рассчитанный на 214 пассажиров, имеет шаг установки кресел 810 мм. Предусмотрены варианты повышенного комфорта (шаг установки кресел 960 мм) и первого класса (990 мм). Багаж, почта, грузы размещаются в контейнерах.

На самолётах АНТ и Ту было установлено всего 225 мировых рекордов.

*А. А. Туполев, А. Р. Бонин, М. Б. Саукке.*

**Табл. 1 — Самолёты специального назначения АНТК имени А. Н. Туполева**

Основные данные	Спортивный АНТ-1	Агитационный АНТ-20«Максим Горький»	Предназначенные для выполнения дальних беспосадочных перелётов		АНТ-6 «Авиа-арктика»
			АНТ-25 (РД)	АНТ-37бис «Родина»	
Первый полёт, год.....	1923	1934	1933	1936	1936
Начало серийного производства год.....	—	—	1933	—	1936
Число, тип и марка двигателей	1 ПД «Анзани»	8 ПД М-34ФРН	1 ПД М-34РФ	2 ПД М-86	4 ПД М-34Р
Мощность двигателя, кВт	25,7	662	699	699	610
Длина самолёта, м.....	5,4	32,476	13,4	15	25,18
Высота самолёта, м	1,7	11,253	5,5	6,15	~6,5
Размах крыла, м.....	7,2	63	34	31	41,85
Площадь крыла, м <sup>2</sup> .....	10	486	87,1	85	234,5
Колея шасси, м.....	—	10,645	7,3	8	7

Взлётная масса, т:					
нормальная.....	0,36	42	—	9,6	24,05
максимальная..	—	53	11,5	12,5	24,5
Масса пустого самолёта, т.....	0,229	28,5	3,78	5,855	12,5
Максимальная дальность полёта, км.....	540	2000	13000	7300	2500
Максимальная скорость полёта, км/ч....	135	220	246	340	275
Практический потолок, км.....	0,4	4,5	7,85	8	4,5
Экипаж, чел.....	1	8	3	3	8

Табл. 2 — Самолёты-разведчики АНТК А. Н. Туполева

Основные данные	АНТ-3 (P-3)	АНТ-7 (P-6, KP-6)	АНТ-10 (P-7)
Первый полёт, год.....	1925	1929	1930
Начало серийного производства, год.....	1927	1931	—
Число, тип и марка двигателей.....	1 ПД М-5	2 ПД М-17	1 ПД БМВ-VI
Мощность двигателя, кВт.....	331	500	500
Длина самолёта, м.....	9,5	15,06	10,9
Высота самолёта, м....	3,05	5,45	3,6
Размах крыла, м.....	13,02	23,2	15,2
Площадь крыла, м <sup>2</sup> .....	37	80	49
Колея шасси, м.....	1,89	4,61	—
Взлётная масса, т:			
нормальная.....	2,128	6,13	2,92
максимальная.....	—	7,25	—
Масса пустого самолёта, т.....	1,377	3,9	1,72
Максимальная дальность полёта, км...	950	1680	1100

Максимальная скорость полёта, км/ч..	194	212	235
Практический потолок, км.....	5	5,62	5,5
Экипаж, чел.....	2	3—4	2

Табл. 3 — Истребители АНТК имени А. Н. Туполева

Основные данные	АНТ-5 (И-4)	АНТ-13 (И-8)	АНТ-21 (МИ-3)	АНТ-23 (И-12)	АНТ-29 (ДИП)	АНТ-31бис (И-14)
Первый полёт, год...	1927	1930	1933	1931	1935	1934
Начало серийного производства, год...	1928	—	—	—	—	1934
Число, тип и марка двигателей	1 ПД М-22	1 ПД «Кёртисс-Конкерор»	2 ПД М-17	2 ПД «Юпитер-VI»	2 ПД М-100	1 ПД М-25
Мощность двигателя, кВт.....	353	515	500	353	633	460
Длина самолёта, м...	7,28	—	12,3	9,5	13,2	6,11
Высота самолёта, м.....	2,8	—	5,95	—	5,3	3,14
Размах крыла, м.....	11,4	9,03	20,76	15,6	19,19	11,25
Площадь крыла, м <sup>2</sup> ..	23,8	20,09	55,1	30	55,1	16,8
Колея шасси, м.....	1,62	—	4,94	—	4,85	2,9
Взлётная масса, т:	1,43	1,235	5,26	2,4	5,3	1,54
нормальная.....	—	—	—	—	—	—
максимальная.....	—	1,454	—	—	—	—
Масса пустого самолёта, т.....	0,978	1	3,8	1,75	3,9	1,17
Максимальная дальность полёта, км.....	840	545	2100	—	—	1050
Максимальная скорость полёта, км/ч.....	231	303	351	259	352	449
Практический потолок, км.....	7	5	7,89	8,5	—	9,43
Экипаж, чел.....	1	1	4	1	2	1

Табл. 4. — Бомбардировщики АНТК имени А. Н. Туполева

Основные данные	АНТ-4 (ТБ-1)	АНТ-6 (ТБ-3)	АНТ-16 (ТБ-4)	АНТ-37 (ДБ-2)	АНТ-40 (СБ)	АНТ-41 (Т-1)	Ту-2
Первый полёт, год.....	1925	1930	1933	1935	1934	1936	1941
Начало серийного производства, год.....	1929	1932	—	—	1936	—	1942
Число, тип и марка двигателей.....	2 ПД М-17	4 ПД М-17Ф	6 ПД М-34	2 ПД «Гном-Рон»	2 ПД М-100А	2 ПД М-34ФР НВ	2 ПД АШ-82 ФН
Мощность двигателя, кВт	500	537	610	625	633	883	1360
Тяга двигателя, кН	—	—	—	—	—	—	—
Длина самолёта, м.....	18	24,4	32	15	12,57	15,54	13,8
Высота самолёта, м.....	5,1	8,47	11,73	3,825	4,39	3,86	4,5
Размах крыла, м.....	28,7	39,5	54	31	20,33	25,73	18,86
Площадь крыла, м <sup>2</sup> .....	120	230	422	85	56,7	88,94	48,8
Колея шасси, м.....	5,8	7	10,64	5,72	5,1	5,88	5,4
Взлётная масса, т:							
нормальная.....	6,81	16,38	33,28	9,456	5,706	8,925	10,86
максимальная.....	8,79	18,01	37	11,5	8,05	—	11,36
Масса пустого самолёта, т.....	4,52	11,207	21,4	5,8	4,138	5,846	7,434
Максимальная дальность полёта, км.....	1350	2700	2000	5000	2150	4200	2100
Максимальная скорость полёта, км/ч.....	198	197	200	342	423	435	547
Практический потолок, км.....	4,83	3,8	2,75	8	9,56	9,5	9,5
Экипаж, чел.....	6	8	12	4	3	4	3—5

*Продолжение табл. 4*

Основные, данные	Ту-4	Ту-12 («77»)	Ту-14Г («81»)	Ту-16	Ту-80	Ту-82	Ту-85
Первый полёт, год.....	1947	1947	1950	1952	1949	1949	1950
Начало серийного производства, год.....	1947	—	1950	1953	—	—	—
Число, тип и марка двигателей.....	4 ПД АШ-73Т К	2 ТРД «Нин-1»	2 ТРД ВК-1	2 ТРД АМ-3М	4 ПД АШ-73 ФН	2 ТРД ВК-1	4 ПД ВД-4К

Мощность двигателя, кВт.....	1770	—	—	—	1770	—	3160
Тяга двигателя, кН.....	—	22,3	26,5	94,6	—	26,5	—
Длина самолёта, м.....	30,18	15,75	21,95	34,8	36,6	17,57	39,31
Высота самолёта, м.....	8,95	4,19	5,95	10,36	8,91	6,2	11,36
Размах крыла, м.....	43,05	18,86	21,69	32,99	44,3	17,81	55,94
Площадь крыла, м <sup>2</sup> .....	161,7	48,8	67,36	164,65	173,1	45	273,6
Колея шасси, м.....	8,67	6,06	6,6	9,78	8,67	6,93	9,1
Взлётная масса, т:							
нормальная.....	47,6	14,7	21	75,8	51,5	13,5	75
максимальная.....	54,5	15,72	25,35	—	67,2	18,34	107
Масса пустого самолёта, т.....	35,27	8,993	14,49	37,2	41,03	9,526	56,4
Максимальная дальность полёта, км.....	6200	2200	3010	7800	7000— 8000	2395	12000
Максимальная скорость полёта, км/ч.....	558	783	845	1050	650	934	665
Практический потолок, км.....	11,2	11,36	11,2	15	11,18	11,4	13
Экипаж, чел.....	11	4	3	6	11	3	11—16

Табл. 5 — Гидросамолёты АНТК имени А. Н. Туполева

Основные данные	АНТ-4 (ТБ-1П)	АНТ-7 (Р-6П)	АНТ-8 (МДР-2)	АНТ-22 (МК-1)	АНТ-27бис (МТБ-1)	АНТ-44бис (АНТ-44Д)
Первый полёт, год...	1929	1929	1931	1934	1934	1938
Начало серийного производства, год....	1932	1932	—	—	1935	—
Число, тип и марка двигателей.....	2 ПД М-17	2 ПД М-17	2 ПД БМВ-VI	6 ПД АМ-34Р	3 ПД АМ-34Р	4 ПД М-87
Мощность двигателя, кВт.....	500	500	500	610	610	699
Длина самолёта, м...	18,9	15,06	17,03	24,1	21,9	22,42
Высота самолёта, м..	6,6	—	5,67	8,96	8,6	7,88
Размах крыла, м.....	28,7	23,2	23,7	51	39,4	36,45
Площадь крыла, м <sup>2</sup> ..	120	80	84	304,5	177,5	144,7
Колея шасси, м.....	5,5	4,61	—	12	—	20,46

Взлётная масса, т:						
нормальная.....	7,5	6,41	6,92	29,45	16,25	19
максимальная.....	8	7,5	8,16	43	—	21
Масса пустого самолёта, т.....	5,016	4,64	4,56	21,663	10,521	13
Максимальная дальности полёта, км.....	1600	1300	1062	1330	2000	4500
Максимальная скорость полёта, км/ч.....	186	234	166	205	225	355
Практический потолок, км.....	3,62	3,85	3,35	3,5	4,47	7,1
Экипаж, чел.....	6	3—4	5	8	5	6

Табл. 6 — Пассажирские самолёты АНТК имени А. Н. Туполева

Основные данные	АНТ-2	АНТ-7 (ПС-7)	АНТ-9 (ПС-9)	АНТ-14 «Правда »	АНТ-20 бис (Л-760, ПС-124)	АНТ-35 (ПС-35)	Ту-70
Первый полёт, год.....	1924	1935	1929	1931	1939	1936	1946
Начало серийного производства, год.....	—	1935	1933	—	—	1937	—
Число, тип и марка двигателей.....	1 ПД «Бристо- ль- Люцифе- р»	2 ПД М-17	2 ПД М-17	5 ПД «Гном- Рон- Юпитер- VI»	6 ПД АМ-34Ф РНВ	2 ПД М-62ИР	4 ПД АШ-73Т К
Мощность двигателя, кВт.....	73,5	500	500	353	883	735	1770
Тяга двигателя, кН.....	—	—	—	—	—	—	—
Длина самолёта, м.....	7,6	15,06	17,01	26,49	34	15,4	35,61
Высота самолёта, м....	2,12	5,45	5	8,29	10,85	5,66	9,75
Размах крыла, м.....	10,45	23,2	23,85	40,4	63	20,8	43,05
Площадь крыла, м <sup>2</sup> ....	17,5	80	84	240	486	57,8	161,7
Колея шасси, м.....	1,75	4,61	5,07	8,05	10,65	5,55	9,48
Взлётная масса, т.....	0,836	6,25	6,2	17,53	42	7	51,4
Масса пустого самолёта, т.....	0,523	3,88	4,4	10,828	31,2	5,01	38,29

Максимальная коммерческая нагрузка, т.....	0,36	0,74	0,81	3,78	6,72	1,1	—
Дальность полёта при максимальной коммерческой нагрузке км.....	425	—	700	2400	2600	920	4900
Коммерческая нагрузка при увеличенном запасе топлива, т.....	0,2	—	—	—	—	1	—
Максимальная дальность при увеличенном запасе топлива, км	750	2000	1800	—	—	1200	—
Крейсерская скорость полёта, км/ч.....	155	234	180	195	275	372	563
Число пассажиров.....	2—3	7	9	36	64	10	48
Экипаж, чел.....	1	2	2	5	9	2	6

Продолжение табл. 6

Основные данные	Ty-104	Ty-114	Ty-124	Ty-134	Ty-144	Ty-154	Ty-154 М	Ty-204
Первый полёт, год.....	1955	1857	1960	1963	1968	1968	1984	1989
Начало серийного производства, год.....	1956	1958	1961	1964	1969	1969	1984	1990
Число, тип и марка двигателей.....	2 ТРД АМ-3 М	4 ТВД НК-12 МВ	2 ТРДД Д-20П	2 ТРДД Д-30	4 ТРДД Ф НК-14 4	3 ТРДД НК-8-2	3 ТРДД Д-30КУ-1 54	2 ТРДД ПС-90 А
Мощность двигателя, кВт	—	11000	—	—	—	—	—	—
Тяга двигателя, кН.....	94,6	—	53	66,7	199	93	105	157
Длина самолёта, м.....	38,85	54,1	30,58	37,1	65,7	47,9	47,9	46
Высота самолёта, м.....	11,9	15,5	8,08	9,02	12,5	11,4	11,4	13,9
Размах крыла, м.....	34,54	51,1	25,55	29	28	37,55	37,55	42
Площадь крыла, м <sup>2</sup> .....	169,7	311,1	105,35	115	507	180	180	168
Колея шасси, м.....	11,325	13,7	9,05	9,45	6	11,5	11,5	7,8
Взлётная масса, т.....	78	179	37,6	47,6	207	98	100	93,5
Масса пустого самолёта, т	44,2	95	23,16	29	98	52	53	56,5

Максимальная коммерческая нагрузка, т	12	22,5	6	8,2	15	18	18	21
Дальность полёта при максимальной коммерческой нагрузке, км.....	2100	7000	1500	1980	3500	3300	3700	2500
Коммерческая нагрузка при увеличенном запасе топлива, т.....	8	16	4,1	5		6	7	13,2
Максимальная дальность при увеличенном запасе топлива, т.....	2800	8400	2040	3060	6500	4500	5000	4600
Крейсерская скорость полёта, км/ч.....	800	750	750— 850	750— 850	2200	850	850	810— 850
Число пассажиров.....	100	170— 224	44—56	80—86	150	164— 180	164— 175	214
Экипаж, чел.....	5	5	3	3	4	3—4	3—4	2—3

**Рис. 1.** Эмблема самолётов марки Ту.

**Рис. 2.** АНТ-1

**Рис. 3.** АНТ-2

**Рис. 4.** АНТ-3

**Рис. 5.** АНТ-4

**Рис. 6.** АНТ-5

**Рис. 7.** АНТ-6

**Рис. 8.** АНТ-7

**Рис. 9.** АНТ-8

**Рис. 10.** АНТ-14 «Правда».

**Рис. 11.** АНТ-16.

**Рис. 12.** АНТ-20 «Максим Горький».

**Рис. 13.** АНТ-21бис.

**Рис. 14.** АНТ-22.

**Рис. 15.** АНТ-27.

**Рис. 16.** АНТ-29

**Рис. 17.** АНТ-31.

**Рис. 18.** АНТ-35.

**Рис. 19.** АНТ-37.

Рис. 20. АНТ-41.

Рис. 21. АНТ-44.

Рис. 22. Ту-2.

Рис. 23. Ту-4.

Рис. 24. Ту-12.

Рис. 25. Ту-14.

Рис. 26. Ту-16.

Рис. 28. Ту-80.

Рис. 27. Ту-70.

Рис. 29. Ту-82.

Рис. 30. Ту-85.

Рис. 82. Ту-124.

Рис. 31. Ту-104.

Рис. 33. Ту-134.

Рис. 34. Ту-144.

Рис. 35. Ту-154.

Рис. 36. Ту-204.

Бомбардировщик Ту-22.

Пассажирский самолёт Ту-204.

Стратегический бомбардировщик Ту-95.

Стратегический бомбардировщик Ту-160.

Экспериментальный самолёт Ту-155.

Салон самолёта Ту-155 с опытным оборудованием.

**Тугоплавкие металлы** — металлы, обладающие высокой (выше, чем у железа) температурой плавления (см. табл.).

Табл. — Тугоплавкие металлы\*

Название	Плотность, кг/м <sup>3</sup>	Температура плавления, {{°}}С
Железо	7874	1535
Титан	4500	1665
Цирконий	6450	1855
Хром	7190	1890
Ванадий	6110	1920

Гафний	13820	2230
Ниобий	8570	2500
Молибден	10200	2620
Тантал	16600	3014
Рений	21030	3190
Вольфрам	19300	3380

\* По технической классификации.

Основная часть **Т. м.** используется для легирования стали, никелевых, титановых и др. сплавов, значительно повышая их механические и др. свойства (см. *Сталь, Жаропрочные сплавы, Титановые сплавы*). Наряду с этим в 50—60-е гг. разработаны, освоены в производстве и внедрены в авиастроение и др. области техники конструкционные сплавы на основе **Т. м.** — в первую очередь жаропрочные и др. сплавы на основе хрома, ниобия, молибдена и вольфрама.

Повышение высокотемпературных механических свойств сплавов на основе **Т. м.** достигается умеренным легированием элементами, образующими твёрдые растворы замещения, а также образованием в структуре сплавов дисперсных частиц тугоплавких соединений, главным образом тугоплавких карбидов, нитридов, боридов и оксидов (см. *Дисперсноупрочнённые материалы*). Сплавы на основе **Т. м.**, за исключением сплавов на основе хрома, успешно используют при высоких температурах (выше 1000{°}С) в вакууме, инертных и некоторых специальных средах, но на изделия, предназначенные для работы на воздухе и в окислительных средах, необходимо наносить защитные покрытия (см. *Покрытия металлов*). Покрытия наносят диффузионными, вакуумтермическими и др. методами. Сплавы на основе ниобия, молибдена и вольфрама используют также в плакированном виде и в составе *многослойных металлических материалов и композиционных материалов*. Сплавы системы ниобий — титан — алюминий обладают повышенной жаростойкостью при 700—1200{°}С. Хромовые сплавы, имеющие в своём составе иттрий, лантан и др. редкоземельные элементы, жаростойки на воздухе и в окислительных средах при температурах до 1300—1600{°}С.

Для производства полуфабрикатов применяют слитки, полученные плавкой в вакуумных дуговых, электронно-лучевых, плазменных печах или электрошлаковым переплавом, а также заготовки, получаемые методом порошковой или гранульной металлургии (см. *Порошковые материалы*). Полуфабрикаты из **Т. м.** и сплавов на их основе (прутки, поковки, трубы, листы, фольгу и т. п.) получают методами горячей и холодной пластической деформации.

*Лит.: Трефилов В. И., Мильман Ю. В., Фирстов С. А., Физические основы прочности тугоплавких металлов, Киев, 1975.*

*Г. В. Кирсанов, А. Т. Козлов.*

**Туман** — помутнение приземного слоя воздуха из-за наличия взвешенных в нём капель воды или кристаллов льда или их смеси, при котором горизонтальная *видимость* становится меньше 1 км. Если взвешенные в воздухе мельчайшие капли воды, кристаллы льда или их смесь снижают видимость до 1 км или более 1 км, то такое явление называют дымкой.

Достижение состояния насыщения воздуха с последующей конденсацией водяного пара в приземном слое атмосферы, вызывающей образование **Т.**, происходит вследствие двух основных процессов: понижения температуры воздуха и увеличения его влажности.

В зависимости от причин образования **Т.** различают два их основных вида: **Т.** охлаждения и **Т.** испарения. **Т. охлаждения** делятся на адвективные, возникающие из-за переноса тёплого влажного

воздуха на холодную поверхность суши или воды, радиационные — появляются в результате охлаждения земли из-за уноса теплоты излучением, и орографические, связанные с характером рельефа местности, например в низинах. **Т. испарения** образуются вследствие испарения влаги с тёплой поверхности (например, моря) в холодный воздух. **Т.** могут образовываться как в однородной воздушной массе (внутримассовые **Т.**), так и в зоне атмосферных фронтов (фронтальные **Т.**). В отдельную группу выделяют **Т. смешения**, которые образуются при смешении двух воздушных масс с разной температурой и влажностью. **Т. смешения** могут возникать, например вблизи границы холодных и тёплых морских течений, вблизи побережья. **Т.** препятствуют работе воздушного транспорта; информация о них включается в *штормовое предупреждение*.

**Туманов** Алексей Тихонович (1909—1976) — советский учёный в области материаловедения, член-корреспондент АН СССР (1970), заслуженный деятель науки и техники РСФСР (1957). Окончил Московский электромашиностроительный институт (1934). Работал в ЦАГИ (1932—36), ОКБ А. Н. Туполева (1936—38). В 1950—55 начальник филиала ЦИАМ. В 1938—50 и 1955—76 начальник ВИАМ. Основные труды в области высокопрочных и жаропрочных сплавов, композиционных и неметаллических материалов, защитных покрытий для авиационной техники. Государственная премия СССР (1946, 1967). Награждён 3 орденами Ленина, орденом Октябрьской Революции, 2 орденами Трудового Красного Знамени, орденами Красной Звезды, «Знак Почёта», медалями.

Соч.: Авиационное материаловедение, в кн.: Развитие авиационной науки и техники в СССР, М., 1980 (совм. с Р. Е. Шалиным, Д. П. Старковым).

**А. Т. Туманов.**

**Туманский** Сергей Константинович (1901—1973) — советский конструктор авиационных двигателей, академик АН СССР (1968; член-корреспондент 1964), Герой Социалистического Труда (1957). Окончил Петроградскую военно-техническую школу авиамехаников (1922), Военно-воздушную инженерную академию РККА имени профессора Н. Е. Жуковского (1931; ныне ВВИА). Работал в ЦИАМ, на авиамоторном заводе в Запорожье (главный конструктор ПД М-88), в ЛИИ. С 1943 в ОКБ *А. А. Микулина* (заместитель главного конструктора). В 1955 возглавил это ОКБ, с 1956 генеральный конструктор. Под руководством **Т.** создан ряд ТРД для скоростных боевых самолётов, в том числе Р11-300, выпускавшийся в большом числе модификаций. **Т.** внёс большой вклад в создание высокотемпературных турбин авиационных двигателей, провёл фундаментальные исследования по созданию реактивных двигателей с двухкаскадным компрессором, предложил рекомендации по устранению опасных вибрационных напряжений лопаток компрессоров и турбин. Ленинская премия (1957), Государственная премия СССР (1946). Награждён 4 орденами Ленина, орденами Октябрьской Революции, Красной Звезды, медалями. См. ст. *АМ*.

**С. К. Туманский.**

**Туполев** Алексей Андреевич (р. 1925) — советский авиаконструктор, академик АН СССР (1984; член-корреспондент 1979), Герой Социалистического Труда (1972). Сын *А. Н. Туполева*. Окончил МАИ (1949). С 1942 в ОКБ А. Н. Туполева. С 1957 начальник отдела по сверхзвуковым ЛА, с 1963 главный конструктор, с 1973 генеральный конструктор. Принимал участие в создании многих самолётов серии Ту и их модификаций — Ту-2, Ту-4, Ту-70, Ту-16, Ту-104, Ту-114. Под его руководством разработан ряд серийных сверхзвуковых беспилотных ЛА. **Т.** — главный конструктор самолёта Ту-144, созданного совместно с А. Н. Туполевым. На Ту-144 (см. ст. *Ту*) впервые решены сложные научные и технические проблемы сверхзвуковой пассажирской авиации. **Т.** предложена общая компоновка этого самолёта, совместно с ЦАГИ дана теория проектирования сверхтонкого треугольного крыла малого удлинения. Новым этапом в проектировании стала разработка высокоресурсных теплостойких конструкций для режимов длительного аэродинамического нагрева, резервированных комплексов бортового оборудования и

управления сверхзвуковой пассажирский самолётов, взлётно-посадочной механизации с убираемым передним горизонтальным оперением в «бесхвостой» схеме, отклоняемого носка кабины и др. Под руководством **Т.** созданы пассажирские самолёты Ту-154Б и Ту-154М (модификации Ту-154), экспериментальный самолёт Ту-155, использующий криогенное топливо, высокоэкономичный пассажирский самолёт Ту-204 и сверхзвуковой ракетноносец Ту-160. **Т.** ведёт преподавательскую деятельность (заведующий кафедрой в Московском авиационном технологическом институте имени К. Э. Циолковского; профессор с 1964). Автор ряда трудов по аэродинамической компоновке сверхзвуковой пассажирский самолётов и авиационной эргономике. Депутат ВС СССР в 1974—89, в 1989—91 народный депутат СССР. Ленинская премия (1980), Государственная премия СССР (1967), Награждён 3 орденами Ленина, орденами Трудового Красного Знамени, «Знак Почёта», медалями.

### А. А. Туполев.

**Туполев** Андрей Николаевич (1888—1972) — советский авиаконструктор, академик АН СССР (1953; член-корреспондент 1933), генерал-полковник-инженер (1968), трижды Герой Социалистического Труда (1945, 1957, 1972), Герой Труда РСФСР (1926). В 1908 поступил в Императорское техническое училище (позднее МВТУ), в 1918 окончил его с отличием. С 1909 член воздухоплавательного кружка. Участвовал в постройке планёра, на котором самостоятельно совершил первый полёт (1910). В 1916—18 **Т.** участвовал в работах первого в России авиационного расчётного бюро; конструировал первые аэродинамические трубы в училище. Вместе с *Н. Е. Жуковским* был организатором и одним из руководителей ЦАГИ. В 1918—36 член коллегии и заместитель начальник института по опытному цельнометаллическому самолётостроению. **Т.** организатор производства советского алюминиевого сплава — кольчугалюминия, полуфабрикатов из него. С 1922 председатель Комиссии по постройке металлических самолётов при ЦАГИ. С этого времени начало действовать в системе ЦАГИ сформированное и возглавляемое им опытное КБ по проектированию и производству цельнометаллических самолётов различных классов. В 1922—36 **Т.** один из создателей научно-технической базы ЦАГИ, разработчик проектов ряда лабораторий, аэродинамических труб, опытового гидроканала, первого в стране опытного завода по строительству цельнометаллических самолётов. В 1923 **Т.** создал свой первый лёгкий самолёт смешанной конструкции (АНТ-1), в 1924 — первый советский цельнометаллический самолёт (АНТ-2), в 1925 — первый боевой цельнометаллический самолёт (АНТ-3), строившийся серийно. Впервые в мировой практике **Т.** не только научно обосновал рациональность схемы свobodнонесущего цельнометаллического моноплана с профилем крыла большой «строительной высоты», с двигателями, расположенными в его носке, но и создал такой самолёт, не имевший аналогов (АНТ-4, 1925). **Т.** разработал и внедрил в практику технологию крупносерийного производства легких и тяжёлых металлических самолётов. Под его руководством проектировались бомбардировщики, разведчики, истребители, пассажирские, транспортные, морские, специальные рекордные самолеты, а также аэросани, торпедные катера, гондолы, мотоустановки и оперение первых советских дирижаблей. Он ввёл в практику отечественного самолётостроения организацию на серийных заводах филиалов основного КБ, что значительно ускорило выпуск машин; создание при КБ своих лётно-доводочных баз, что сократило сроки проведения как заводских, так и государственных испытаний опытных машин. В 1936 **Т.** назначается первым заместителем начальника и главным инженером Главного управления авиационной промышленности Наркомтяжпрома, одновременно он возглавляет выделенное из системы ЦАГИ КБ с заводом опытных конструкций (авиационный завод № 156). Был необоснованно репрессирован и в 1937—41, находясь в заключении, работал в ЦКБ-29 НКВД. Здесь им был создан фронтальной бомбардировщик «103» (Ту-2). Этапными самолётами **Т.**, в которых воплотились новейшие достижения науки и техники и авиационного конструирования в предвоенный период, стали: бомбардировщики АНТ-4, АНТ-6, АНТ-40, АНТ-42, ТУ-2; пассажирские самолёты АНТ-9, АНТ-14, АНТ-20 «Максим Горький» и рекордный АНТ-25. В Великой Отечественной войне участвовали ТБ-1, ТБ-3, СБ, Р-6, ТБ-7, МТБ-2, Ту-2 и торпедные катера Г-4, Г-5.

В послевоенный период под руководством **Т.** (с 1956 он генеральный конструктор) создан ряд военных и гражданских самолётов. Среди них стратегический бомбардировщик Ту-4, первый советский реактивный бомбардировщик Ту-12, турбовинтовой стратегический бомбардировщик Ту-95, бомбардировщик Ту-16, сверхзвуковой бомбардировщик Ту-22; первый советский реактивный пассажирский самолёт Ту-104, первый турбовинтовой межконтинентальный самолёт Ту-114, ближние и средние магистральные самолёты Ту-124, Ту-134, Ту-154, а также сверхзвуковой пассажирский самолёт Ту-144 (совместно с *А. А. Туполевым*). Под руководством **Т.** спроектировано свыше 100 типов самолётов, 70 из которых строились серийно. На его самолётах установлено 78 мировых рекордов, выполнено около 30 выдающихся перелётов.

**Т.** воспитал плеяду видных авиационных конструкторов и учёных, возглавивших самолётные ОКБ. В их числе *В. М. Петляков, П. О. Сухой, В. М. Мясищев, А. И. Путилов, В. А. Чижевский, А. А. Архангельский, М. Л. Миль, А. П. Голубков, И. Ф. Незваль*. **Т.** почётный член Королевского авиационного общества Великобритании (1970) и Американского института аэронавтики и астронавтики (1971). Ему присуждены премии Н. Е. Жуковского (1958), золотая авиационная медаль ФАИ (1958), премия имени Леонардо да Винчи (1971), золотая медаль Общества основоположников авиации Франции (1971). Был членом ЦИК СССР, Депутатом ВС СССР с 1950. Ленинская премия (1957), Государственная премия СССР (1943, 1948, 1949, 1952, 1972). Награждён 8 орденами Ленина, орденами Октябрьской Революции, Суворова 2-й степени, Отечественной войны 1-й степени, 2 орденами Трудового Красного Знамени, орденами Красной Звезды, «Знак Почёта», медалями, а также иностранными орденами. Имя **Т.** носят Авиационный научно-технический комплекс в Москве, Казанский авиационный институт, остров в Обской губе Карского моря. В г. Кимры Тверской области установлен бюст **Т.** См. ст. *Ту*.

*Лит.:* **Кербер Л. Л.**, Ту — человек и самолет, М., 1973, Из историк советской авиации (к 60-летию ОКБ им. А. Н. Туполева), М., 1982; Андрей Николаевич Туполев. Грани дерзновенного творчества, М., 1988; Андрей Николаевич Туполев. Жизнь и деятельность, М., 1990.

*М. Б. Саукке.*

### **А. Н. Туполев.**

**Туполева медали** — 1) медаль, присуждавшаяся Президиумом АН СССР. Постановлением СМ СССР от 8 мая 1973 учреждена Золотая медаль имени А. Н. Туполева «За выдающиеся работы в области авиационной науки и техники» с выдачей денежной премии. Медаль присуждалась советский учёным раз в 4 года в день рождения *А. Н. Туполева* — 10 ноября. Право выдвижения кандидатов на соискание **Т. м.** предоставлялось академикам и член-корреспондент АН СССР и АН союзных республик, научным учреждениям, высшим учебным заведениям, научным и инженерно-техническим обществам, конструкторским бюро, научным советам АН СССР и др. ведомств по важнейшим проблемам науки. Золотая медаль, премия и диплом вручались на годичном общем собрании АН СССР (первая декада марта). Золотых медалей и премий имени А. Н. Туполева удостоены 4 генеральных конструктора — *П. О. Сухой, О. К. Антонов, П. Д. Грушин, Р. А. Беляков*.

2) Медаль ФАИ — см. в ст. *Награды ФАИ*.

### **Золотая медаль имени А. Н. Туполева.**

**Турбина газотурбинного двигателя** — узел ГТД, предназначенный для преобразования энергии газа в работу на валу, затрачиваемую на привод компрессора двигателя и в зависимости от назначения ГТД, других устройств (воздушный винт, несущий винт, вспомогательные агрегаты). Применяются в основном одно- и многоступенчатые осевые **Т.**, реже радиальные или диагональные центробежные **Т.** В осевой **Т.** газовый поток параллелен оси вращения, в радиальной **Т.** — направлен вдоль радиуса. Радиальные газовые **Т.** применяются при относительно малых расходах газа. Ступень **Т.** состоит из соплового аппарата, установленного в корпусе, рабочих лопаток, закреплённых на диске ротора, и уплотняющих элементов (см. рис.).

К **Т.** предъявляются высокие требования по эффективности, надёжности работы, габаритам и массе. **Т.** работает в широком диапазоне изменения параметров газа и частоты вращения ротора. Требуется сохранение высокой эффективности **Т.** при изменении режимов работы. Эффективность работы **Т.** характеризуется тремя КПД: изоэнтальпическим, равным отношению действительного теплоперепада в турбине к располагаемому изоэнтальпическому теплоперепаду; эффективным, или мощностным, равным отношению получаемой механической работы к тому же изоэнтальпическому теплоперепаду; КПД в параметрах заторможенного потока, равным отношению получаемой работы к изоэнтальпическому теплоперепаду, определённом по параметрам заторможенного потока за турбиной. В газодинамических расчётах **Т.** для оценки эффективности её работы чаще всего используется последний КПД. В охлаждаемых **Т.** КПД определяется с учётом энергии охлаждающего воздуха (см. *Коэффициент полезного действия компрессора, турбины*). Для получения высоких значений КПД должны быть оптимизированы кинематические параметры ступени (степень реактивности и соотношение между окружной скоростью ротора и скоростью газового потока) и газодинамические параметры лопаточных венцов, а также сведены к минимуму потери от перетеканий газа в радиальном зазоре между лопатками ротора и корпусом **Т.** Уменьшение потерь в радиальном зазоре достигается применением бандажных полок с лабиринтными гребешками на концах лопаток или уменьшением зазора до минимальных значений, при которых допускается касание лопаток о корпус на некоторых режимах работы **Т.** в случае применения истираемых вкладышей на внутренней поверхности корпуса. Бандажирование рабочего колеса обычно производится на лопатках с относительно большим удлинением (отношение длины лопатки к её хорде). Бандажные полки используются также для снижения вибрационных напряжений, уровень которых тем больше, чем длиннее лопатки. При относительно коротких лопатках (отношение диаметра **Т.** к длине лопатки больше 10) важное значение имеют уменьшение радиального зазора и его сохранение на минимальном уровне на всех режимах работы **Т.** Для этого применяется тепловое регулирование зазора путём программного изменения температуры корпуса и ротора **Т.** В современной **Т.** достигнут высокий уровень КПД в параметрах заторможенного потока (90 и 93% для одно- и многоступенчатых **Т.** соответственно).

Выбор числа ступеней **Т.** зависит от назначения двигателя, его кинематической схемы и параметров. Для привода компрессора *газогенератора* используются одно- и двухступенчатые **Т.**, для привода вентилятора при большой *степени двухконтурности* двигателя или воздушного винта — многоступенчатые **Т.** (до шести ступеней). При относительно малой степени двухконтурности для привода применяются одно- или двухступенчатые **Т.** Важными показателями **Т.** являются удельные значения мощности и массы: мощности, получаемой от 1 кг расходуемого газа, и массы конструкции **Т.**, отнесённой к вырабатываемой мощности. Повышение температуры газа, увеличение скорости газового потока и окружной скорости ротора приводят к увеличению удельной мощности **Т.** и снижению её удельной массы. Температура газа достигает 1600—1700 К, окружная скорость ротора — 500 м/с, скорости газового потока в высокоперепадных одноступенчатых **Т.** около- или сверхзвуковые.

Высокие температуры газа в **Т.** освоены благодаря применению жаропрочных и жаростойких литейных сплавов и интенсивного воздушного охлаждения омываемых газом поверхностей. Дальнейшее совершенствование **Т.** связано с повышением температур газа, применением более жаропрочных и жаростойких материалов, включая композиционные материалы, и теплозащитных покрытий, более совершенных схем *охлаждения двигателей*, основанных на применении прогрессивных технологических методов изготовления лопаток, корпусов и дисков. (См. также *Радиальная турбина, Рабочее колесо турбины, Ротор турбины, Сопловой аппарат турбины, Ступень компрессора, турбины*).

*Лит.:* Холщевников К. В., Теория и расчет авиационных лопаточных машин, М., 1970; Абианц В. Х., Теория газовых турбин реактивных двигателей, 3 изд., М., 1979.

К. М. Попов.

Ступень турбины: *a* — осевой; *b* — радиальной центростремительной; 1 — сопловой аппарат; 2 — корпус; 3 — ротор; 4 — уплотнения.

**Турбовальный двигатель** — разновидность газотурбинного двигателя, в котором полезная внешняя работа реализуется в турбине, вал которой не связан механически с валом (валами) турбокомпрессорной части двигателя (рис. 1). Т. д. называют также ГТД со свободной силовой турбиной. По условиям работы турбокомпрессора Т. д. во многом сходен с ТРД, если в последнем выходное сопло заменить свободной силовой турбиной. На практике такое преобразование ТРД в Т. д. и наоборот часто встречается. Свободная силовая турбина — конструктивная особенность вертолётных ГТД. Однако Т. д. находит применение и на лёгких самолётах, а также в ряде неавиационных энергетических установок. Выходной вал силовой турбины может быть направлен либо вперёд (через полый вал турбокомпрессорной части), либо назад (через выходной газовый канал). В ряде случаев Т. д. может иметь встроенное пылезащитное устройство на входе и промежуточный редуктор на валу свободной турбины.

Применение свободной силовой турбины существенно отражается на закономерностях взаимного влияния элементов двигателя, способах регулирования и конструктивных формах. В Т. д. помимо обычных характеристик (по частоте вращения турбокомпрессора  $n_{т.к.}$ , высотной и скоростной) следует также рассматривать и характеристику по частоте вращения свободной турбины  $n_{с.к.}$  (рис. 2). Для каждого постоянного значения частоты вращения турбокомпрессора, характеризующего уровень располагаемой работы, существует определённая зависимость мощности  $N_{дв.}$ , реально выдаваемой Т. д., от частоты вращения свободной турбины. Диапазон возможного изменения частоты вращения выходного вала Т. д. составляет обычно 10—15% от номинальной при оптимальной мощности  $N_{опт.}$ . Дальнейшее расширение этого диапазона может приводить к ощутимым потерям мощности.

Ю. Г. Бехли.

**Рис. 1.** Схема турбовального двигателя.

**Рис. 2.** Характеристики турбовального двигателя (все значения даны по отношению к значениям при расчётном режиме).

**Турбовентиляторный двигатель** — то же, что турбореактивный двухконтурный двигатель.

**Турбовинтовентиляторный двигатель (ТВВД)** — разновидность турбовинтового двигателя, в котором вместо обычного воздушного винта применён винтовентилятор (см. рис.; см. также ст. Воздушный винт и рис. 3 к этой статье). На одном валу может быть несколько винтовентиляторов, расположенных друг за другом и вращающихся в одну сторону или в противоположные. Винтовентилятор имеет высокий КПД ( $\{\eta\}_в \{\geq\} 0,8$ ) в области высоких дозвуковых скоростей полёта (Маха число полёта  $M_{\{\infty\}}$  до 0,9). Он соединён с валом турбины двигателя через редуктор. Применение ТВВД в гражданской авиации в связи с высоким значением его полётного КПД позволяет при больших дозвуковых скоростях полёта ( $M_{\{\infty\}} = 0,8$ , высота  $H = 11$  км) снизить удельный расход топлива на 15—20% по сравнению с ТРДД, имеющим одинаковый с ТВВД уровень технического совершенства. Применение винтовентилятора вместо винта позволяет снизить уровни шума и вибраций в салоне самолёта. В 80-х гг. работы по созданию ТВВД достигли стадии лётных испытаний; и были начаты разработки пассажирских самолётов с ТВВД.

Компоновка силовой установки с турбовинтовентиляторным двигателем: 1 — винтовентилятор; 2 — редуктор; 3 — вал двигателя; 4 — двигатель.

**Турбовинтовой двигатель (ТВД)** — авиационный газотурбинный двигатель, в котором тяга в основном создаётся воздушным винтом, приводимым во вращение газовой турбиной, а частично (до 8—12%) — реакцией вытекающих из сопла двигателя газов. Основными элементами ТВД

являются входное устройство, компрессор, камера сгорания, газовая турбина, реактивное сопло, винт и редуктор (см. рис.).

Атмосферный воздух, поступающий во входное устройство **ТВД** при полёте, сжимается в воздухозаборнике и далее в компрессоре, а затем поступает в камеру сгорания, куда впрыскивается топливо. Образовавшиеся газы расширяются в газовой турбине, полезная работа которой затрачивается на привод компрессора и винта. Окончательное расширение газов происходит в реактивном сопле.

Известны различные конструктивные схемы **ТВД**: одновальный; с однокаскадным компрессором и так называемой свободной турбиной, расположенной на отдельном валу и служащей для привода винта; с двухкаскадным компрессором, когда винт и компрессор низкого давления приводятся отдельной турбиной. По схеме со свободной турбиной обычно выполняются ГТД для вертолётов (см. *Турбовальный двигатель*).

В СССР первый экспериментальный **ТВД** *В. В. Уварова* был построен и испытан в конце 30-х гг. В 50-е гг. были созданы серийные **ТВД** под руководством *Н. Д. Кузнецова* (см. *НК*) и *А. Г. Ивченко* (см. *АИ*) в диапазоне мощностей от 1880 кВт (АИ-24) до 11000 кВт (НК-12). Мощность **ТВД** увеличивается с ростом скорости и уменьшается с увеличением высоты полёта. Удельный расход топлива, отнесённый к мощности на выходном валу **ТВД**, уменьшается с ростом как скорости, так и высоты полёта.

**ТВД** получили распространение на дозвуковых самолётах с *Маха* числом полёта  $M_{\infty} < 0,8$ , поскольку при малых скоростях полёта **ТВД** имеет высокий полётный кпд. С увеличением скорости полёта в связи с уменьшением кпд винта **ТВД** становятся менее выгодными, чем *турбореактивные двухконтурные двигатели*, в особенности двигатели с большой *степенью двухконтурности*. Поэтому применение **ТВД** на магистральных пассажирских самолётах сократилось. Однако в связи с возросшим значением повышения топливной эффективности пассажирских и транспортных самолетов в 70—80-х гг. получили развитие работы по созданию разновидности **ТВД** — *турбовинтовентиляторных двигателей*.

*Лит.:* Теория реактивных двигателей. Рабочий процесс и характеристики, М., 1958; Теория воздушно-реактивных двигателей, под ред. С. М. Шляхтенко, М., 1975.

*В. Р. Левин.*

Принципиальная схема турбовинтового двигателя: 1 — входное устройство; 2 — компрессор; 3 — камера сгорания; 4 — турбина; 5 — реактивное сопло; 6 — редуктор; 7 — воздушный винт.

**Турбовинтовой самолёт** — самолёт, в силовой установке которого используются *турбовинтовые двигатели*. Как правило, **ТВД** устанавливаются на крыле самолёта либо в носовой части фюзеляжа. Основное достоинство **Т. с.** — высокая топливная эффективность.

**Т. с.** 1-го поколения были созданы во 2-й половине 40-х и в 50-е гг. В их числе; пассажирские самолёты — Вилкокс «Вайкаунт», Бристоль «Британия» (Великобритания), Фоккер F.27 (Нидерланды), Ан-10, Ил-18, Ту-114 (СССР), Локхид L.188 «Электра» (США); транспортные — Ан-8, Ан-12, Ан-22 (СССР), Локхид С-130, Дуглас С-133 (США); противолодочные — Фейри «Ганнет» (Великобритания), Бреге «Ализе» (Франция), Локхид Р-3 (США) и др. **Т. с.**, создававшиеся в 60—80-х гг., в основном предназначались для коротких и местных воздушных линий. Дальнейшие перспективы развития **Т. с.** связаны с применением *турбовинтовентиляторных двигателей*.

**Турбокомпрессор** — часть ГТД, состоящая из установленных на одном валу осевого или центробежного компрессора и газовой турбины для его привода. **Т.** служит для повышения давления *рабочего тела* ГТД. **Т. с** камерой сгорания, располагающейся между компрессором и турбиной, называется *газогенератором*. **Т.** низкого давления ТРДД, состоящий из компрессора

низкого давления (вентилятора) и турбины, иногда называют турбовентилятором. Существенное значение для уменьшения массы и размеров ГТД и их газогенераторов имеет компактность **Т.**, одним из путей повышения которой является сокращение общего числа ступеней **Т.**, что достигается повышением окружных скоростей компрессоров и турбины и увеличением нагрузки на ступень.

**Турболёт** — экспериментальный ЛА вертикального взлёта и посадки без аэродинамических несущих, стабилизирующих и рулевых поверхностей. Подъёмную силу **Т.** создаёт *турбореактивный двигатель* (отсюда назв. «**Т.**»). Тяга ТРД превышает взлётный вес **Т.**, что обеспечивает вертикальный взлёт и посадку аппарата, а также вертикальную скорость более 10 м/с. Движение в горизонтальной плоскости осуществляется наклоном вектора тяги ТРД в сторону направления полёта. Устойчивость и управляемость **Т.** могут обеспечиваться с помощью струйных рулей (реактивных микродвигателей) и газовых рулей, установленных в реактивном сопле двигателя. **Т.** использовались для исследования проблем устойчивости и управляемости СВВП, а также спускаемых космических аппаратов, рассчитанных для мягкой посадки на Луну и на планеты, лишённые атмосферы.

В СССР в 1957 был построен **Т.** конструкции *А. Н. Рафаэлянца* (рис. в табл. XXVI). **Т.** имел форменный каркас, вертикально установленный на нём ТРД, четырёхстоечное шасси, кабину пилота и разнесённые на четырёх штангах струйные рули. **Т.** испытывал *Ю. А. Гарнаев*. В Великобритании в 1954 фирмой «Роллс-Ройс» был построен **Т.** с двумя ТРД «Нин» с тягой по 22,3 кН.

**«Турбомека»** (Turbomeca) — двигателестроительная фирма Франции. Является ведущим западно-европейским производителем двигателей небольшой мощности для самолётов и вертолетов. Основана в 1938, с 1947 ведёт разработку и производство авиационных ГТД. К 1985 фирмой создано примерно 50 типов двигателей, из которых около 15 пошло в серийное производство. К 1987 выпущено свыше 26 тыс. двигателей, из них около 6 тыс. совместно с другими фирмами, и около 14 тыс. (10 типов) по лицензиям в других странах. Около 20 тыс. двигателей фирмы находятся в эксплуатации в 115 странах. Основные программы 80-х гг.: производство турбовальных ГТД «Артуст», «Ариэль» и «Макила», ТВД и ГТД «Астазу», ТРДД «Адур» (с фирмой «Роллс-Ройс»), «Ларзак» (с фирмой «СНЕКМА»). Основные данные некоторых двигателей фирмы приведены в табл.

Табл. — Двигатели фирмы «Турбомека»

Основные данные	«Астазу» XIV (ГТД)	«Астазу» XVI (ТВД)	«Ариэль» I (ГТД)	«Макила» 1А (ГТД)
Мощность, кВт	440	760	478	1240
Удельный расход топлива на взлетном режиме, г/(кВт·ч)	325	320	353	303
Расход воздуха, кг/с	2,5	3,3	2,4	5,5
Степень повышения давления	6—7	8	8	10,2
Температура газа перед турбиной, К	—	—	1273	1310

Масса, кг .	160	206	115	242
Диаметр, м	0,46	0,64	0,6	0,52
Применение (летательные аппараты)	Вертолёты Аэропассажьяль S A341 S A342«Газель»	и Самолёт FAMA 1A.58 «Пукара»	Вертолёты Аэропассажьяль S A365 «Дофен», AS350 «Экюрёй»	Вертолёт Аэропассажьяль AS332 «Супер пума»

**Турбопрямоточный двигатель (ТПД)** — комбинированный многорежимный ВРД для полётов с гиперзвуковыми скоростями (*Маха числа* полёта  $M_{\{\infty\}}$  до 5, при использовании в качестве топлива водорода примерно до 6), содержащий газотурбинный и прямоточный контуры. ТПД сочетает свойства и преимущества *турбореактивного двигателя* с форсажем (ТРДФ, ТРДДФ) при взлёте и небольших сверхзвуковых скоростях полёта и *прямоточного воздушно-реактивного двигателя* при больших сверхзвуковых скоростях полёта. В ТПД с последовательной работой контуров (см. рис.) вначале (от взлёта до умеренных сверхзвуковых скоростей полёта) работает только газотурбинный контур; при  $M_{\{\infty\}} = 2,5—3$  происходит переход на прямоточный режим работы, при этом подача топлива в газотурбинный контур прекращается. Особенность таких ТПД — наличие общей для контуров форсажно-прямоточной камеры сгорания, расположенной перед реактивным соплом. В ТПД с отдельной камерой сгорания прямоточного контура возможна параллельная работа контуров, начиная с  $M_{\{\infty\}} = 1,5—2$ , благодаря чему повышается тяга двигателя на промежуточных скоростях полёта. При полёте с числами  $M_{\{\infty\}} = 3—3,5$  газотурбинный контур может быть переведён на режим авторотации для привода агрегатов двигателя. При использовании в газотурбинном контуре ТПД двухконтурного двигателя повышается экономичность ТПД при крейсерском полёте с дозвуковой скоростью. ТПД могут использоваться в качестве силовой установки на сверхзвуковой пассажирский самолётах.

*Лит.:* Теория двухконтурных турбореактивных двигателей, под ред. С. М. Шляхтенко, В. А. Сосунова, М., 1979.

*М. М. Цховребов.*

Схемы турбопрямоточных двигателей: *а* — на основе ТРД (последовательная работа контуров); *б* — на основе ТРД (параллельная работа контуров); *в* — на основе ТРДД; 1 — воздухозаборник; 2 — перепускной канал прямоточного контура с устройством перекрытия; 3 — газогенератор; 4 — форсажно-прямоточная камера сгорания; 5 — регулируемое реактивное сопло; 6 — камера сгорания в прямоточном контуре; 7 — турбовентилятор.

**Турбореактивный двигатель (ТРД)** — разновидность *воздушно-реактивного двигателя*, в котором для повышения давления применён *турбокомпрессор*. Основные составные части ТРД (рис. 1): воздухозаборник 1, компрессор 2, камера сгорания 3, турбина 4, реактивное сопло 5. При полёте набегающая струя воздуха частично тормозится в воздухозаборнике, и давление воздуха повышается. Из компрессора, где происходит дальнейшее повышение давления, сжатый воздух поступает в камеру сгорания, куда впрыскивается топливо. Продукты сгорания топлива с высокой температурой поступают на турбину, которая соединена валом с компрессором. В турбине газ расширяется и совершает работу, необходимую для сжатия воздуха в компрессоре. За турбиной газ имеет давление и температуру, позволяющие при его дальнейшем расширении в реактивном сопле получить скорость истечения струи, превышающую скорость поступающего в двигатель воздуха (скорость полёта). Положительная разность количества движения газа и воздуха обеспечивает образование реактивной *тяги двигателя*.

В конце 30-х — начале 40-х гг. поршневые двигатели винтовых самолётов уже не обеспечивали роста тяги, требовавшегося в связи с ростом скоростей полёта, что дополнительно усугублялось падением КПД винта. На смену ПД пришли ТРД. Изменение тяги  $P$ , а также удельного расхода топлива  $C_{уд}$  в зависимости от *Маха числа*  $M_{\{\infty\}}$  (скорости полёта) показано на рис. 2 и 3. Из них

видно, что с увеличением скорости полёта тяга ТРД возрастает практически на всех высотах. Именно это свойство характеристики ТРД обеспечило их широкое распространение. Кроме того, масса ПД требуемой мощности с увеличением расчётной скорости полёта возрастает до неприемлемых значений, в то время как увеличение массы ТРД с ростом расчётной максимальной скорости полёта оказывается небольшим, так как в лопаточных машинах повышение мощности турбокомпрессора сопровождается увеличением главным образом изгибающих напряжений в лопатках турбокомпрессора, что влияет на увеличение массы ТРД незначительно. Поэтому удельная масса, представляющая собой отношение массы двигателя к тяге, у ПД резко увеличивается, а у ТРД уменьшается при увеличении скорости полёта. Возрастание тяги ТРД при увеличении скорости полёта объясняется непрерывным ростом расхода воздуха через двигатель, однако при постоянной температуре газа перед турбиной с ростом скорости полёта одновременно уменьшается работа термодинамического цикла и соответственно удельная тяга двигателя; взаимное влияние расхода воздуха и удельной тяги определяет вид тяговых характеристик. При малых скоростях полёта, приблизительно до 300 км/ч, вследствие слабого вначале увеличения расхода воздуха абсолютная тяга несколько снижается, а затем возрастает, особенно резко у форсированных ТРД (рис. 3). Теоретически при очень высокой скорости полёта работа цикла и тяга уменьшаются до нуля, несмотря на продолжающийся рост расхода воздуха. Дроссельная характеристика ТРД показана на рис. 4.

Основными параметрами ТРД являются температура газа перед турбиной  $T^*_г$  и степень повышения давления воздуха в компрессоре  $\{\{\pi\}\}^*_к$ . В общем случае эти параметры независимы. Однако развитие ТРД связано с ограничением температуры газа перед турбиной вследствие ограничения жаропрочности её деталей. Поэтому каждому значению  $T^*_г$  соответствует оптимальное значение степени повышения давления, обеспечивающее максимальную тягу или наилучшую экономичность. Наличие оптимума по степени повышения давления следует, например, из того, что при двух предельных её значениях, а именно минимальном, равном единице, и максимальном, при котором температура за компрессором достигает значения, равного температуре газа перед турбиной  $T^*_г$ , и подвод теплоты в камере сгорания оказывается невозможным, работа цикла обращается в нуль. При снижении температуры газа перед турбиной, повышении скорости полёта и ухудшении КПД составных частей двигателя оптимальная степень повышения давления снижается. Скорость полёта, при которой оптимальное значение  $\{\{\pi\}\}^*_к$  снижается настолько, что давление в реактивном сопле оказывается равным давлению в воздухозаборнике, называется скоростью «вырождения» ТРД. Выше этой скорости целесообразно уже применение ПВРД. При повышении температуры газа перед турбиной, а также при повышении КПД составных частей двигателя оптимальное значение  $\{\{\pi\}\}^*_к$  повышается, увеличивается и максимальная скорость полёта самолётов с ТРД. Прогресс в материаловедении и развитие методов охлаждения двигателя позволили к 90-м гг. достичь значения температуры газа перед турбиной  $T^*_г = 1700—1800$  К; рассматриваются температуры газа перед турбиной, близкие значениям, соответствующим стехиометрическому соотношению топлива и воздуха в камере сгорания, то есть  $T^*_г = 2300—2500$  К. Степени повышения давления воздуха в компрессоре имеют значения  $\{\{\pi\}\}^*_к = 10—15$  (в одноконтурных ТРД).

ТРД был первым типом газотурбинного двигателя, получившим широкое практическое применение в авиации. Постоянная потребность увеличивать тягу, особенно с ростом скорости полёта, привела к появлению класса форсированных ТРД (ТРДФ — ТРД с форсажом), в которых между турбиной и реактивным соплом располагается форсажная камера сгорания б (рис. 5; остальные позиции те же, что на рис. 1). ТРД разделяются: по числу роторов турбокомпрессора — на одно- и двухвальные; по типу компрессоров — на ТРД с центробежным и осевым компрессорами; по типу камеры сгорания — на ТРД с индивидуальными и кольцевыми камерами; по типу реактивного сопла — на ТРД с осесимметричным или плоским, нерегулируемым или регулируемым соплами, с управлением вектором тяги, с реверсивным устройством. В 60—80-х гг. широкое распространение получили турбореактивные двухконтурные двигатели, в том числе с

форсажной камерой. Как составная часть ТРД используется в различных *комбинированных двигателях*.

**Историческая справка.** Впервые идея использования турбокомпрессора в двигателе для ЛА изложена русским инженером Н. Герасимовым в 1909. Основы теории ВРД в СССР были опубликованы в 1929 *Б. С. Стечкиным*. Начало работ по созданию ТРД относится к 1930—37. В этот период в СССР начал работы по ТРД *А. М. Люлька*, в Великобритании *Ф. Уиттл* запатентовал схему ТРД с центробежным компрессором, во Франции теорией ТРД занимался *М. Руа*, в Германии с 1936 над созданием ТРД работал *Х. Охайн*. Создание первых ТРД относится к 1937. В Германии на фирме «Хейнкель-Хирт» был испытан созданный по проекту Охайна двигатель тягой 2500 Н; в Великобритании на фирме «Пауэр джетс» прошёл испытания разработанный по проекту Уиттла двигатель U. В 1939 в Германии состоялся полёт самолёта He-178 с двигателем HeS3B тягой 4900 Н, а в 1941 в Великобритании — полёт самолёта Глостер E28/39 с двигателем W тягой 3820 Н. В годы 2-й мировой войны начаты работы над ТРД в США и Японии.

В СССР первый этап работы вплоть до окончания Великой Отечественной войны связан с работами Люльки, приведшими к созданию первых двигателей из семейства *АЛ*. После войны к созданию ТРД подключились коллективы КБ, возглавляемые *В. Я. Климовым* и *А. А. Микулиным*. Существенный вклад в теорию ТРД внесли *В. В. Уваров*, *Н. В. Иноземцев*, *К. В. Холщевников* и др. учёные ЦИАМ, ЦАГИ, ВВИА. В разработке отечественных ТРД последующих поколений большая роль принадлежит коллективам КБ под руководством *В. А. Добрынина*, *А. Г. Ивченко*, *С. П. Изотова*, *Н. Д. Кузнецова*, *В. А. Лотарева*, *П. А. Соловьёва*, *С. К. Туманского*.

*Лит.:* **Иноземцев Н. В.**, Авиационные газотурбинные двигатели. Теория и рабочий процесс. М., 1955; **Грин В., Кросс Р.**, Реактивные самолеты мира, М., 1957; **Скубачевский Г. С.**, Авиационные газотурбинные двигатели, 3 изд., М., 1969; Теория воздушно-реактивных двигателей, под ред. С. М. Шляхтенко, М., 1975.

*А. М. Люлька, С. Д. Решедько.*

**Рис. 1.** Схема ТРД.

**Рис. 2.** Зависимости тяги и удельного расхода топлива от числа  $M_{\{\infty\}}$  и высоты  $H$  полёта (сплошные линии — ТРД, штриховая линия — поршневой двигатель с  $\eta_v = \text{const}$ , штрих-пунктирная линия — поршневой двигатель с  $\eta_v = \text{var}$ ).

**Рис. 3.** Зависимости тяги и удельного расхода топлива ТРДФ от числа  $M_{\{\infty\}}$  и высоты  $H$  полёта.

**Рис. 4.** Дроссельная характеристика ТРД.

**Рис. 5.** Схема ТРДФ.

**Турбореактивный двухконтурный двигатель (ТРДД), турбовентиляторный двигатель,** — *турбореактивный двигатель* с внутренним и наружным контурами, в котором часть энергии сгорания топлива, подводимого во внутренний контур, преобразуется в механическую работу для привода *вентилятора* наружного контура. Внутренний контур содержит компрессор, турбины компрессора и вентилятора и камеру сгорания. Поток сжатого воздуха наружного контура и поток газа внутреннего контура, вытекающего из турбины вентилятора, используются для получения реактивной тяги с помощью отдельных реактивных сопел или одного общего сопла, в котором смешиваются потоки (рис. 1). Перед реактивными соплами ТРДД могут находиться форсажные камеры сгорания для увеличения тяги путём сжигания дополнительного топлива (рис. 2). Введение второго контура при отсутствии форсажа является основным средством повышения экономичности ТРД вследствие уменьшения потерь энергии с отбрасываемой струёй, обусловленного уменьшением её среднемаховой скорости. Экономичность ТРДД зависит от параметров рабочего процесса и уменьшается с повышением скорости полёта. Поэтому нефорсированные ТРДД

применяются в основном на дозвуковых пассажирских и транспортных самолётах, на которых они с 60-х гг. стали основным типом двигателя. ТРДД с форсажными камерами (ТРДДФ) широко применяются на сверхзвуковых самолетах для повышения экономичности при полёте с дозвуковой скоростью, а также для расширения диапазона изменения характеристик двигателя.

Важнейшим параметром ТРДД является *степень двухконтурности*  $m$ . Находящиеся в эксплуатации ТРДД дозвуковых самолётов имеют  $m = 0,5—2$  и, как правило, смешение потоков в общем реактивном сопле, или  $m = 4—8$  и раздельное истечение потоков (в этом случае вентилятор одноступенчатый).

Значения удельного расхода топлива в дозвуковом ТРДД находятся в пределах  $C_{уд} = 0,08—0,058$  кг/(Н·ч) при *Маха числе* полёта  $M_{\infty} = 0,8$  на высоте  $H = 11$  км. Меньшие значения относятся к ТРДД с большей степенью двухконтурности. ТРДД сверхзвуковых самолётов имеют при  $M_{\infty} = 2,2$  и  $H = 11$  км на нефорсированном режиме  $C_{уд} = 0,13—0,14$  кг/(Н·ч) и до  $0,2$  кг/(Н·ч) на полном форсаже.

Для ТРДД дозвуковых самолётов наибольший интерес представляет дроссельная характеристика на крейсерском режиме полёта (рис. 3), показывающая изменение экономичности двигателя в зависимости от режима его работы. На протекание дроссельной характеристики ТРДД сильно влияет значение степени двухконтурности на расчётном режиме  $m_p$ . Для ТРДДФ сверхзвуковых манёвренных самолётов важны высотно-скоростные характеристики в полном диапазоне изменения условий полёта (рис. 4). Дросселирование здесь производится в основном изменением подачи форсажного топлива. Протекание высотно-скоростных характеристик ТРДД обеспечивается принятой программой регулирования, задающей закон изменения параметра регулирования в зависимости от внешних условий, например  $n_k = f(p_{вх}^*, T_{вх}^*)$  или  $n_k = \text{const}$ , где  $n_k$  — частота вращения компрессора,  $p_{вх}^*$  и  $T_{вх}^*$  — полное давление и температура торможения воздуха на входе в двигатель. На рис. 4 виден характерный для ТРДДФ широкий диапазон изменения тяги при изменении условий полёта и режима работы двигателя.

По конструкции ТРДД разделяются на одно-, двух- и трёхвальные, с передним и задним вентиляторами. Передний вентилятор работает всегда на оба контура (см. рис. 1 и 2), задний — только на наружный контур (свободная турбовентиляторная приставка). Наибольшее распространение получили двух- и трёхвальные ТРДД с передним вентилятором. Второе название ТРДД — турбовентиляторный двигатель — также нашло широкое распространение, но его чаще применяют, имея в виду ТРДД с большой степенью двухконтурности.

Впервые ТРДД был предложен А. М. Люлькой в 1937. Первые ТРДД для пассажирских самолётов были созданы во 2-й половине 50-х гг. (за рубежом — «Конуэй» английской фирмы «Роллс-Ройс», в СССР — Д-20П в ОКБ П. А. Соловьёва).

Лит.: Теория двухконтурных турбореактивных двигателей, под ред. С. М. Шляхтенко, В. А. Сосунова, М. 1979.

А. Л. Пархомов.

**Рис. 1.** Схемы ТРДД: *a* — с раздельным истечением потоков; *b* — со смешением потоков; 1 — одноступенчатый вентилятор; 2 — компрессор; 3 — камера сгорания; 4 — турбина компрессора; 5 — турбина вентилятора; 6 — наружный контур; 7 — реактивные сопла; 8 — смеситель.

**Рис. 2.** Схемы ТРДД с форсажем: *a* — в наружном контуре; *b* — в форсажно-смесительной камере; 1 — двухступенчатый вентилятор; 2 — форсажная камера наружного контура; 3 — форсажно-смесительная камера.

**Рис. 3.** Дроссельные характеристики ТРДД для дозвуковых самолётов при различных значениях  $m_p$  ( $M_{\infty} = 0,8$  и  $H = 11$  км,  $\overline{P}$  — отношение тяги к взлетной тяге,  $\overline{n_k}$  — частота вращения

турбокомпрессора, отнесённая к значению на взлётном режиме; на рис. показаны расчётные точки).

**Рис. 4.** Высотно-скоростные характеристики ТРДДФ ( $\{\{\bar{P}\}\}$ ) — отношение тяги к взлётной тяге при полном форсаже;  $\{\{\bar{T}\}\}_\phi$  — температура форсажа; штриховые линии соответствуют работе двигателя с выключенным форсажем).

**Турбулентное течение** — течение жидкости или газа, характеризующееся беспорядочным, нерегулярным перемещением его объёмов и их интенсивным перемешиванием (см. *Турбулентность*), но в целом имеющее плавный, регулярный характер. Образование **Т. т.** связано с неустойчивостью *ламинарного течения* при больших *Рейнольдса числах* (см. *Переход ламинарного течения в турбулентное*). При исследовании **Т. т.** различают пристенные течения (*турбулентный пограничный слой*, течения в трубах и каналах) и свободные течения (*турбулентные струи*, *следы аэродинамические*, *слои смешения*).

**Т. т.** имеют широкое распространение в природных явлениях и технических устройствах и характеризуются огромными по сравнению с ламинарными течениями значениями коэффициента переноса (см. *Переносные свойства среды*), что приводит к гораздо большим силам трения (см. *Турбулентное трение*), тепловым и массовым потокам. Во многих технических приложениях это является вредным и заставляет искать пути для их снижения (см., например, *Ламинаризация пограничного слоя*); в некоторых случаях наоборот — именно реализация **Т. т.** приводит к уменьшению аэродинамического сопротивления тела (см. *Кризис сопротивления*). С другой стороны, многие технические устройства (авиационные двигатели, *эжекторы* и т. п.) используют высокую интенсивность процессов перемешивания и повышенную скорость распространения химических реакций (например, горения) в **Т. т.** Закономерности **Т. т.** часто определяют предел совершенствования технических устройств.

Следуя О. Рейнольдсу, мгновенные значения газодинамических переменных в **Т. т.** разбивают на 2 слагаемых — осреднённую величину и её пульсацию (например, компонент  $u_i$  вектора скорости и представляется в виде  $u_i = \langle u_i \rangle + u_i'$ , а давление  $p = \langle p \rangle + p'$ , где знак  $\langle \dots \rangle$  обозначает величину, усреднённую по времени, штрих — её пульсацию). В этом случае **Т. т.** определяется, с одной стороны, полем осреднённых газодинамических переменных и, с другой стороны, статистическими параметрами пульсаций — кинетической энергией пульсаций  $E = 3\langle (u_i')^2 \rangle / 2$  или связанной с ней **интенсивностью турбулентности**  $\{\{\varepsilon\}\} = \langle (u_i')^2 \rangle^{3/2} / \langle u \rangle$ , интегральным масштабом турбулентности  $L$ , характеризующим размер вихрей, содержащих основную долю энергии  $E$  или, в общем случае, всевозможными моментами пульсирующих величин, являющихся осреднёнными значениями их произведений —  $\langle p' u_i' \rangle$ ,  $\langle u_i' u_j' \rangle$ ,  $\langle u_i' u_j' u_k' \rangle$  и т. д. — и относящихся к всевозможным точкам пространства и моментам времени, или функциям плотности вероятности —  $P(u_1)$ ,  $P(u_1, u_2)$  и т. д. Параметры пульсаций могут меняться в широких пределах. Например, в рабочих частях аэродинамических труб в зависимости от их типа  $\{\{\varepsilon\}\} = 0,01—2\%$ ; на оси длинных трубопроводов  $\{\{\varepsilon\}\} = 4—5\%$ ,  $L = (0,03—0,04)d$  ( $d$  — диаметр трубы); в трактах ВРД значения  $\{\{\varepsilon\}\}$  могут достигать 10—20%, а  $L = (0,1—0,3)d$ .

В 1894 Рейнольдс получил уравнения для осреднённой скорости (**уравнения Рейнольдса**)

$$\left\{ \left\langle \frac{\partial u_i}{\partial t} \right\rangle + \langle u_\alpha \rangle \frac{\partial \langle u_i \rangle}{\partial x_\alpha} = - \frac{1}{\rho} \frac{\partial \langle p \rangle}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_\alpha} \left( \nu \frac{\partial \langle u_i \rangle}{\partial x_\alpha} + \tau_{i\alpha} \right) \right\}$$

( $i, \{\{\alpha\}\} = 1, 2, 3$ ) и уравнение для энергии турбулентности. Здесь  $\{\{\rho\}\}$  — плотность;  $\{\{\nu\}\}$  — кинематическая вязкость;  $x_{\{\{\alpha\}\}}$  — координаты (по  $\{\{\alpha\}\}$  подразумевается суммирование);  $t$  — время. Эти уравнения отличаются от *Навье — Стокса уравнений* наличием дополнительных турбулентных напряжений (**напряжений Рейнольдса**)  $\tau_{ij} = - \rho \langle u_i u_j \rangle$ , обусловленных пульсационным движением. В отличие от молекулярных напряжений, которые определяются локальными характеристиками осреднённого течения, напряжения Рейнольдса связаны с

крупномасштабной турбулентностью и поэтому в каждой точке течения зависят от распределения осреднённой скорости и особенностей пульсационного движения в достаточно большой её окрестности.

Часто для представления напряжений Рейнольдса привлекается понятие **турбулентной вязкости**, введённое французским учёным Ж. Буссинеском в 1897. Кинематическая турбулентная вязкость  $\{\{v\}\}_t$  в отличие от кинематической молекулярной вязкости  $\{\{v\}\}$  не является физической характеристикой среды, а определяется статистическими характеристиками потока; эта величина переменная и в некоторых областях течения может даже принимать отрицательные значения. Поэтому картина осреднённого движения, законы сопротивления, теплообмена и т. д. для **Т. т.**, например в каком-либо тракте, качественно отличаются от ламинарных течений в этом же тракте.

В свободных **Т. т.** для струйных автомодельных движений наблюдаются одинаковые распределения средней скорости и статистических параметров турбулентности поперёк потока, которые практически не зависят от  $\{\{v\}\}$ . Для **Т. т.** около стенки, параллельной направлению потока, также существуют универсальные распределения параметров, определяющиеся напряжением трения на стенке и значением  $\{\{v\}\}$  («универсальный закон стенки», *Л. Прандтль*, 1932). При этом непосредственно вблизи стенки, где молекулярные напряжения много больше напряжений Рейнольдса, имеет место линейная зависимость скорости потока от расстояния до стенки, а в пристеночной области в каналах и в свободных течениях, где преобладают турбулентные напряжения, наблюдается логарифмическая зависимость (логарифмический пограничный слой). Распределение максимальной и текущей скоростей в канале в ядре потока также носит универсальный характер («закон дефекта скорости», *Т. Карман*, 1930). Аналогичное распределение наблюдается и во внешней части пограничного слоя, однако в отличие от канала, где логарифмический профиль существует почти до его центра, во внешней части пограничного слоя главным образом из-за явления перемежаемости имеет место отклонение от универсального закона стенки, пропорциональное распределению скорости для *турбулентного следа* — «закон следа» (*Д. Коулс*, 1956).

Принципиальная трудность теоретического исследования **Т. т.** связана с незамкнутостью системы уравнений движения (число уравнений меньше числа независимых переменных). В частности, в уравнениях Рейнольдса неизвестна связь между турбулентными напряжениями и полем осреднённой скорости. Это привело к появлению большого числа полуэмпирической теорий **Т. т.**; в них для замыкания точных уравнений для осреднённых величин используются дополнительные приближённые соотношения, основанные на предположении о существовании тех или иных равновесных структур в **Т. т.**

Теории, использующие понятия «пути смешения» — характерного расстояния, на котором объёмы жидкости теряют индивидуальность (*Прандтль*, 1925; *Карман*, 1930), — предполагают наличие равновесия между осреднённым течением и крупномасштабной турбулентностью и поэтому применимы в области универсального закона стенки, автомодельных режимов течения и т. д. Большую область применения имеют различные модификации так называемые двухпараметрические модели турбулентности, впервые предложенной советский учёным *А. Н. Колмогоровым* и использующей уравнения для  $E$  и  $L$  или их комбинации, при этом  $\{\{v\}\}_t \sim (EL)^{1/2}$ . Теории, использующие уравнения непосредственно для турбулентных напряжений (например, теория *И. Ротта*, 1951), справедливы для течений, в которых значения пульсаций и размеры вихрей существенно различны по направлениям (неизотропная турбулентность) — при обтекании тел турбулентным потоком, течениях в каналах переменного сечения, при действии электрических и магнитных сил и т. д.

Полуэмпирические теории при использовании ЭВМ позволяют рассчитывать многие практически важные **Т. т.**, однако недостаточная универсальность таких теорий и необходимость использования в них эмпирических коэффициентов или даже функций обуславливают необходимость при решении прикладных задач сочетания экспериментальных и теоретических методов.

Лит.: Иевлев В. М., Турбулентное движение высокотемпературных сплошных сред, М., 1975; Турбулентность, пер. с англ., М., 1980. Теория турбулентных струй, 2 изд., М., 1984.

В. Л. Зимонт.

**Турбулентное трение** — возникновение в турбулентном течении жидкости или газа дополнительных касательных и нормальных напряжений из-за переноса импульса вследствие наложения пульсаций (пульсационного движения) на осреднённое движение. Эти дополнительные напряжения  $\{\{\tau'_{\alpha\beta}\}\}$  ( $\{\{\alpha, \beta\}\} = x, y, z; x, y, z$  — декартовы координаты, первый индекс означает направление нормали к рассматриваемой элементарной площадке, второй — направление компонента соответствующего вектора) образуют тензор напряжений турбулентного трения  $\|T\{\{\}\}\|$  и характеризуют напряжённое состояние в точке потока, обусловленное пульсационным движением среды. Т. о., воздействие пульсационного движения на осреднённое как бы увеличивает сопротивление возникновению деформаций, что качественно равносильно увеличению вязкости осреднённого движения. В отличие от обычной вязкости, которая возникает из-за переноса импульса на молекулярном уровне и является физической характеристикой среды, **Т. т.** связано с переносом импульса на макроскопическом уровне, определяется в основном кинематикой течения. Связь между  $\|T\{\{\}\}\|$  и характеристиками пульсационного движения устанавливается на основе *Навье — Стокса уравнений* путём усреднения их по времени (см. *Турбулентность*). В частности, для несжимаемой жидкости  $\|T\{\{\}\}\| = \|\{\{\rho\}\} \langle u\{\{\alpha\}\} u\{\{\beta\}\} \rangle\|$ , где  $u\{\{\alpha\}\}$ ,  $u\{\{\beta\}\}$  — пульсации соответствующих компонентов вектора скорости,  $\{\{\rho\}\}$  — плотность, знак  $\langle \dots \rangle$  означает усреднение по времени. Поскольку характеристики пульсационного движения обычно неизвестны, то установление связи между  $\|T\{\{\}\}\|$  и тензором скоростей деформаций осреднённого движения является одной из основных задач при теоретическом анализе турбулентных течений. Например, французский учёный Ж. Буассинек по аналогии с законом Ньютона предложил линейную связь между этими тензорами, которая в частном случае движения жидкости в пограничном слое принимает вид:  $\{\{\tau\}\}_{xy} = \{\{\mu\}\}_t \{\{\partial\}\} u / \{\{\partial\}\} y = \{\{\rho\nu\}\}_t \{\{\partial\}\} u / \{\{\partial\}\} y$ , где  $\{\{\mu\}\}_t$ ,  $\{\{\nu\}\}_t$  — динамическая и кинематическая турбулентные вязкости соответственно; при этом значения  $\{\{\mu\}\}_t$  и  $\{\{\nu\}\}_t$  и зависимость их от характеристик поля осреднённого течения неизвестны и должны устанавливаться на основе результатов теоретикоэкспериментальных исследований. В общем случае введённая таким образом турбулентная вязкость является тензорной величиной.

**Турбулентность** (от лат. turbulentus — бурный, беспорядочный) — физическое явление, характеризующееся нерегулярными взаимными перемещениями объёмов среды (жидкости или газа) и их перемешиванием и сопровождающееся хаотическими изменениями газодинамических переменных в пространстве и времени. Термин предложен английским физиком У. Томсоном. Важной чертой **Т.** является сложная вихревая структура течения с широким спектром масштабов движений (размеров вихрей) — см. рис. 1. Исследование **Т.** — одна из наиболее сложных и важных проблем современной аэро- и гидродинамики.

О. Рейнольдс предложил (1884) для исследования **Т.** применять статистический подход, при котором конкретные реализации движения среды не рассматриваются, газодинамические переменные (скорость, давление и т. д.) трактуются как случайные величины и используются методы теории вероятностей. Полное статистическое описание **Т.** возможно лишь с привлечением бесконечного числа так называемых моментов пульсирующих величин — осреднённых их значений и произведений (типа  $\langle u_i \rangle$ ,  $\langle u_i u_j \rangle$ ,  $\langle p u_i \rangle$  и т. д.) или (что эквивалентно) набором всевозможных плотностей распределения вероятностей (типа  $P(u_1)$ ,  $P(u_1, u_2)$ ,  $P(u, p)$  и т. д. для любых наборов точек пространства и времени. Первые уравнения для моментов были получены Рейнольдсом (уравнения Рейнольдса и уравнения баланса энергии турбулентности, см. *Турбулентное течение*) в 1894, а общий метод построения бесконечной цепочки таких уравнений, основанный на использовании *Навье — Стокса уравнений*, был предложен советскими учёными А. А. Фридрихом и Л. В. Келлером в 1924. Первые уравнения для плотностей

распределения вероятностей были получены А. С. Мокиным, Е. А. Новиковым и В. Р. Кузнецовым в 1967.

Анализ уравнений и экспериментальные исследования статистических характеристик **T**. позволили составить ясную в основных чертах картину процессов в турбулентном течении. Кинетическая энергия пульсационного движения (энергия **T**.) черпается из осреднённого течения за счет *турбулентного трения* между слоями среды (хотя возможны локальные области с отрицательной турбулентной вязкостью, где идет обратный процесс) и распространяется по пространству путём конвекции и «диффузии»; перераспределение энергии **T**. по направлениям осуществляется за счёт пульсаций давления, а диссипация кинетической энергии пульсаций скорости, то есть переход ее в теплоту, происходит под действием молекулярных напряжений.

При больших турбулентных *Рейнольдса числах*  $Re_{\{\varepsilon\}} = u\{\{\}\}L/\nu$ , где  $u\{\{\}\}$  — среднеквадратичное значение пульсации скорости,  $L$  — интегральный масштаб **T**. (характерный размер крупных вихрей, содержащих основную долю кинетической энергии **T**.),  $\{\{\nu\}\}$  — молекулярная кинематическая вязкость, имеет место так называемая развитая **T**., при которой формируется каскадный процесс передачи кинетической энергии от крупномасштабных последовательно ко всё более мелкомасштабным движениям; диссипация кинетической энергии происходит в самых малых вихрях, в которых уже существенно влияние молекулярной вязкости. Этот физический механизм **T**. был сформулирован английским учёным Л. Ричардсоном в 1922.

Крупномасштабная **T**. характеризуется вихрями, размеры которых соизмеримы с характерным размером осреднённого течения, и определяется конкретной геометрией течения и различными воздействиями на поток — *массовыми силами*, тепловыделением в химических реакциях и т. п. (при некоторых условиях могут возникать и более крупномасштабные упорядоченные движения — так называемые когерентные структуры). Такая **T**. формирует обменные процессы в потоке в целом, осреднённое течение и мгновенные поля газодинамических переменных, приводит к таким важным для приложений явлениям, как пульсации давления на стенках обтекаемых тел и генерации *шума акустического*. Мелкомасштабные пульсации определяют, например, воздействие *атмосферной турбулентности* на ЛА, влияют на рассеяние радиолокационных сигналов, на процессы дробления и испарения капель в двухфазных потоках и т. д.

При теоретическом исследовании **T**. широко используется модель *однородной T*., то есть **T**., статистические свойства которой одинаковы во всех точках пространства. Однородная **T**. допускает физически наглядное и удобное для теоретических исследований спектральное описание, при котором турбулентное движение представляется в виде суперпозиции гармонических (синусоидальных) колебаний определяющих величин. Модель однородной **T**. используется во многих задачах, в которых рассматривается влияние на **T**. магнитной, электрической и гравитационной сил, объёмного тепловыделения, распространение волн химических реакций (горения и др.) при наличии **T**., влияние деформации среды на **T**. (например, в каналах переменного сечения, соплах) и т. д.

Важным частным случаем однородной **T**. является *изотропная T*., свойства которой в каждой точке не зависят от направления. Понятие изотропной **T**. было введено *Дж. Тейлором* (1935), динамические уравнения получены *Т. Карманом* и английским учёным Л. Хауартом (1938). Изотропная **T**. реализуется в заполненной вихрями безграничной среде с нулевой средней скоростью. Из-за диссипации энергия пульсаций уменьшается со временем по степенному закону  $(u\{\{\}\})^2\{\{\infty\}\}t^{-n}$ ; из теории следует  $n = 1$ , в опытах получают  $0,85 < n < 1,6$ , при этом мелкие вихри затухают быстрее крупных и  $L$  увеличивается. **T**., близкая по свойствам к изотропной, наблюдается в турбулентных течениях за сетками и решетками, используемыми, в частности, в *аэродинамических трубах*, а затухание **T**. происходит вдоль потока. *Рис. 2* иллюстрирует изменение интенсивностей  $\{\{\varepsilon\}\}$  **T**. вдоль ( $\{\{\varepsilon\}\}_1$ ) и поперёк ( $\{\{\varepsilon\}\}_2$ ) потока ( $\{\{\varepsilon\}\}_1 = u\{\{\}\}/\{\{\nu\}\}_0$ , где  $\{\{\nu\}\}_0$  — скорость потока) по тракту дозвуковой аэродинамической трубы.

В форкамере 1 Т. затухает, в сопле 2 из-за деформации потока развивается анизотропность Т. ( $\{\{\epsilon\}\}_1\{\{\neq\}\}\{\{\epsilon\}\}_2$ ), в выходном канале 3 происходят изотропизация Т. и уменьшение её энергии.

Согласно представлениям, выдвинутым А. Н. Колмогоровым (1941), изотропная Т. реализуется для произвольной развитой Т. в вихрях малых размеров. Такая мелкомасштабная Т. определяется средней скоростью диссипации энергии, не зависящей в силу каскадного механизма от  $Re_{\{\tau\}}$  и имеет для всех течений одинаковую структуру, в частности, универсальное распределение энергии Т. по размерам вихрей. В области «инерционного» интервала масштабов вихрей  $L \gg l \gg \{\{\eta\}\}$  ( $\{\{\eta\}\} \sim LRe^{-3/4}$  — характерный размер вихрей, в которых происходит основная диссипация энергии Т.) распределение энергии по размерам вихрей  $l$  носит степенной характер («закон пяти третей»)  $E(k) = C\{\{\epsilon\}\}^{2/3}/k^{5/3}$ , где  $k$  — волновое число ( $k \sim 1/l$ ),  $E(k)$  — спектр энергии турбулентности,  $C$  — постоянная Колмогорова (согласно экспериментальным данным  $C = 1,8—2,5$ ).

Общая теория Т., задача которой, исходя из уравнений Навье — Стокса, определить статистические характеристики Т. по их начальным данным, ещё не создана. Принципиальная трудность («проблема Т.») связана с незамкнутостью любой конечной системы динамических уравнений — число неизвестных статистических характеристик всегда больше числа уравнений — и необходимостью привлечения бесконечной цепочки уравнений. Для решения прикладных задач разработано большое число полуэмпирических теорий, основанных на уравнениях для тех или иных простейших статистических характеристик Т. (средняя скорость, энергия и масштаб Т., турбулентное трение и т. д.) и использующих дополнительные связи между статистическими величинами, получаемые на основе физических соображений и экспериментальных данных. Попытки построения приближённых методов замыкания динамических уравнений без привлечения эмпирических констант относятся большей частью к изотропной Т. (М. Д. Миллиончиков, 1941; американский учёный Р. Крейчнан, 1969, и др.). Разработанные методы, однако, не являются универсальными и могут приводить к физически неоправданным результатам.

Возможность принципиального прогресса в теории Т. связывается с сочетанием детерминистского подхода для крупномасштабной Т., моделируемой с помощью ЭВМ, и статистического подхода для мелкомасштабной Т. Исследованию квазиупорядоченных крупномасштабных («когерентных») структур Т. уделяется значительное внимание. Полный расчёт конкретной реализации Т. на основе уравнений Навье — Стокса является для реальных ЭВМ проблематичным в практически интересных случаях из-за чрезвычайно широкого диапазона масштабов движений.

Лит.: Бэтчелор Дж. К., Теория однородной турбулентности, пер. с англ., М., 1955; Хинце И. О., Турбулентность. Ее механизм и теория, пер. с англ., М., 1963; Монин А. С., Яглом А. М., Статистическая гидромеханика. Механика турбулентности, ч. 1—2, М., 1965—67.

В. Л. Зимонт.

**Рис. 1.** Течение вблизи стенки диффузора. Поток слева направо.

**Рис. 2.** Интенсивность турбулентности в канале квадратного сечения при наличии деформации потока.

**Турбулентные струи** — течение жидкости или газа, возникающее при истечении их из отверстия, сопла или насадка в неподвижную или движущуюся с иной скоростью среду с одинаковыми или отличающимися теплофизическими свойствами при больших *Рейнольдса числах*. В невязкой жидкости граница струи представляет собой тангенциальный разрыв (см. *Струйных течений теория*). Из-за неустойчивости и влияния вязкости она разрушается, что приводит к появлению вихрей разного размера и перемешиванию частиц струи и окружающей среды. При этом ширина области смешения вдоль струи увеличивается, а поля скорости и др. газодинамических переменных постепенно сглаживаются. Расчёт Т. с. проводится с помощью системы

дифференциальных уравнений, выражающих *сохранения законы* осреднённых величин — массы, импульса и энергии — и дополнительных уравнений для определения компонентов тензора турбулентных напряжений (см. *Турбулентное трение*).

Типичным примером **Т. с.** являются свободные затопленные струи, которые развиваются в пространстве, не ограниченном твёрдыми стенками и заполненном средой с теми же физическими свойствами, что и вещество струи. Течение в таких струях обычно бывает изобарическим (за исключением некоторых режимов сверхзвукового истечения). Различают три участка струи. В начальном участке сохраняется ядро с неизменными первоначальными свойствами струи и развивается слой смешения с автомодельным режимом течения. На основном участке струи, начинающемся за переходным участком, течение является автомодельным (см. *Автомодельное течение*). В небольшой области струи, которая расположена между начальным и основным участками (переходном участке), происходит перестройка профилей скорости и др. газодинамических переменных.

Большое внимание уделяется также изучению **Т. с.** других типов: спутных, распространяющихся в потоке иной скорости; криволинейных, взаимодействующих с потоком иного направления; стеснённых, развивающихся в ограниченном твёрдыми стенками пространстве; конвективных, которые тонут или всплывают в среде иной плотности; двухфазных (с каплями или твёрдыми частицами в газе, с пузырьками газа в жидкости и др.); с тепловыми процессами (горение, диссоциация, плазмообразование) и т. д. Течение в таких струях носит более сложный характер по сравнению с затопленными струями.

**Т. с.** имеют место, например, в рабочих процессах реактивных двигателей: струи, вытекающие из реактивных сопел; струи топлива и воздуха в камерах сгорания; зоны смешения потоков, поступающих из разных контуров двигателя в эжекторные устройства, и т. п.

*Лит.:* **Абрамович Г. Н.**, Теория турбулентных струй, М., 1960; **Гиневский А. С.**, Теория турбулентных струй и следов, М., 1969; **Абрамович Г. Н.**, **Крашениников С. Ю.**, **Секундов А. Н.**, Турбулентные течения при воздействии объемных сил и неавтомодельности, М., 1975.

*Г. Н. Абрамович.*

**Турбулентный пограничный слой** — *пограничный слой*, внутри которого реализуется *турбулентное течение*. В большинстве практических приложений при полётах ЛА на высоту до 40 км *Рейнольдса числа* достаточно велики, и у поверхности ЛА, как правило, образуется **Т. п. с.** В **Т. п. с.** касательное напряжение  $\{\tau\}$  определяется суммой вязкого  $\{\tau\}_v$  и турбулентного  $\{\tau\}_t$  напряжений:

$$\{\tau\} = \{\tau\}_v + \{\tau\}_t = \{\mu\} \frac{\partial u}{\partial y} - \{\rho\} \langle u'v' \rangle,$$

где  $-\{\rho\} \langle u'v' \rangle$  — так называемое *рейнольдсово напряжение сдвига*. Здесь и ниже  $x, y$  — координаты, а  $u$  и  $\{v\}$  — скорости соответственно вдоль обтекаемой поверхности и перпендикулярно к ней,  $\{\mu\}$  — динамическая вязкость,  $\{\rho\}$  — плотность жидкости (газа); величины со штрихом — пульсации (отклонения от среднего значения, например  $u\{\prime\} = u - \langle u \rangle$ ; знак  $\langle \dots \rangle$  означает усреднение по времени). В отсутствие продольного градиента давления в соответствии с относительной ролью  $\{\tau\}_0$  и  $\{\tau\}_t$  **Т. п. с.** подразделяется на две области — внутреннюю ( $0 \leq y \leq 0,2\delta$ ) и внешнюю ( $0,2\delta \leq y \leq \delta$ ),  $\{\delta\}$  — толщина слоя. Каждая из этих областей характеризуется своими закономерностями, вид которых может быть установлен из соображений размерностей и подобия.

Профиль скорости (зависимость скорости от расстояния до обтекаемой поверхности) во внутренней области описывается найденным *Л. Прандтлем* (1932) «законом стенки» — зависимостью безразмерной скорости  $u^+$  от безразмерного расстояния от обтекаемой поверхности  $y^+ : u^+ = f(y^+)$ , где  $u^+ = u/u_{\{\tau\}}$ ,  $y^+ = yu_{\{\tau\}}/\{v\}$ ,  $u_{\{\tau\}} = (\{\tau\}_w/\{\rho\})^{1/2}$  — динамическая скорость,  $\{v\}$  — кинематическая вязкость,  $\{\tau\}_w$  — напряжение трения на поверхности. Внутренняя

область, в свою очередь, состоит из трёх слоев: а) вязкий слой, в котором  $\{\tau\}_v \gg \{\tau\}_t$ , а профиль скорости — линейный:  $u^+ = y^+$ , толщина его составляет  $(0,001—0,01) \{\delta\}$  или, точнее,  $y^+_v \{\leq\} 3—5$ ; б) буферный слой ( $5 < y^+ < 40$ ), в котором  $\{\tau\}_v$  и  $\{\tau\}_t$  соизмеримы, и в) логарифмический слой протяженностью  $40 \{\nu\} / u_{\{\tau\}} < 0,2 \{\delta\}$ , в котором  $\{\tau\}_t \gg \{\tau\}_v$ , а профиль скорости логарифмический:  $u^+ = x^{-1} \ln y^+ + B$ , где  $x$  и  $B$  — эмпирические константы ( $x \{\approx\} 0,4$  и  $B \{\approx\} 5$ ).

Во внешней области **Т. п. с.** профиль скорости описывается «законом дефекта скорости» (Т. Карман, 1930):  $(u_e - u) / u_{\{\tau\}} = g(y / \{\delta\})$ , где  $u_e$  — скорость на внешней границе пограничного слоя,  $g$  — некоторая функция.

В области перекрытия внешней и внутренней областей течения профиль скорости логарифмический, то есть и в области применимости закона дефекта скорости имеется логарифмический участок. Закон стенки мало чувствителен к возмущениям, исходящим из внешней части слоя, и видоизменяется в зависимости от условий взаимодействия **Т. п. с.** с обтекаемой поверхностью (её шероховатость, *вдув в пограничный слой* и др.). Закон дефекта скорости, наоборот, мало чувствителен к изменениям условий на обтекаемой поверхности, но подвержен влиянию изменений условий во внешнем потоке (продольный градиент давления, турбулентность внешнего потока и др.).

Для описания профилей скорости в **Т. п. с.** при наличии продольного градиента давления широкое применение получила формула Д. Коулса (1956):  $u / u_{\{\tau\}} = \{\chi\}^{-1} \ln(y u_{\{\tau\}} / \{\nu\}) + B \Pi(x) w(y / \{\delta\})$ , где  $\Pi(x)$  — параметр, зависящий от продольного градиента давления;  $w(y / \{\delta\}) = 1 - \cos(\{\pi\} y / \{\delta\})$  — эмпирическая «функция следа».

Закономерности **Т. п. с.** обусловлены сложными нестационарными явлениями внутри слоя. Течение в пристеночных областях характеризуется «выбросами» вытянутых вдоль потока объёмов заторможенной жидкости во внешнюю часть слоя, периодическим изменением толщины вязкого слоя, его «обновлением». Из внешней части слоя в виде интенсивных «вторжений» поступает жидкость с большими продольными скоростями. Именно выбросы и вторжения обуславливают главную часть генерации реинольдсовых напряжений сдвига.

Образующиеся во внешней части **Т. п. с.** большие вихри вызывают нестационарную деформацию его внешней границы, причём турбулентные и невязкие области течения вблизи этой границы достаточно резко разграничены. Поверхность раздела имеет в высшей степени нерегулярный характер. Периодическое вторжение нетурбулентной жидкости из внешнего потока в **Т. п. с.** обуславливает перемежающийся характер течения. Количественной его характеристикой служит коэффициент **перемежаемости** — относительное время существования чисто турбулентного режима течения. Этот коэффициент в пристеночной части **Т. п. с.** ( $y / \{\delta\} < 0,4$ ) равен единице, а при  $y / \{\delta\} > 0,5$  уменьшается от единицы до нуля вблизи внешней границы слоя.

Нестационарность течения в **Т. п. с.** обуславливает генерацию пульсаций пристеночного давления  $\{\rho'\}_w$  и касательного напряжения  $\{\tau'\}_w$  на обтекаемом теле. Согласно измерениям при отсутствии продольного градиента давления среднеквадратичное значение пульсаций давления выражается в долях *скоростного напора*  $\{\rho\} u_e^2 / 2 : (\langle p' \rangle_w^2)^{1/2} = \{\eta \rho_e\} u_e^2 / 2$  ( $\{\eta\} = 0,006$  при  $Me < 4$ ) или местного коэффициент поверхностного трения —

$$(\langle p' \rangle_w^2)^{1/2} = \{\alpha \tau\}_w \quad (\{\alpha \approx\} 2—5 \text{ при } Me = 0,2—5).$$

Пульсации поверхностного трения  $\{\tau'\}_w$  примерно на порядок меньше пульсаций  $p' \{\}'_w$ . Здесь  $\{\rho\}_e$  и  $Me$  — плотность газа и *Маха число* на внешней границе слоя.

Уравнения **Т. п. с.** незамкнуты, то есть число неизвестных превышает число уравнений. Так, например, в случае плоского стационарного течения однородного газа три уравнения (неразрывности, количества движения и энергии) содержат четыре неизвестные величины: две составляющие скорости  $u$  и  $\{\nu\}$ , реинольдсово напряжение сдвига и удельный поток теплоты —

$\langle \{v\} h \rangle$ . Однако, если ввести формулы градиентного типа  $-\langle u \{v\} \rangle = \{v\}_t \{ \partial \} u / \{ \partial \} y$ ,  $-\langle \{v\} h \rangle = \{ \lambda \}_t \{ \partial \} h / \{ \partial \} y$ , то вместо  $-\langle u \{v\} \rangle$  и  $-\langle \{v\} h \rangle$  в уравнения войдут  $\{v\}_t$  и  $\{ \lambda \}_t$ , которые связаны соотношением  $Pr_t = \{ \rho v \}_t c_p / \{ \lambda \}_t$ . Здесь  $h$  — энтальпия,  $\{v\}_t$  — кинематическая турбулентная вязкость,  $\{ \lambda \}_t$  — турбулентная теплопроводность газа,  $c_p$  — теплоёмкость газа при постоянном давлении,  $Pr_t$  — турбулентное Прандтля число.

В качестве замыкающих соотношений в различных полуэмпирических теориях используются разнообразные способы определения  $\langle u \{v\} \rangle$  и  $\langle \{v\} h \rangle$  через параметры осреднённого течения — либо алгебраические выражения, как в простейшей модели турбулентности Прандтля — Кармана, либо дифференциальные уравнения, как в модели турбулентности А. Н. Колмогорова — Прандтля. Использование различных замыкающих соотношений позволило разработать ряд численных и интегральных методов расчёта **Т. п. с.**, нашедших широкое применение в инженерной практике. В ряде простейших случаев нашли применение эмпирические методы расчёта **Т. п. с.**

Теория **Т. п. с.** в значительной мере опирается на опытные данные, содержит эмпирические константы или функции, которые, как правило, не универсальны и по мере возникновения новых задач нуждаются в экспериментальном подтверждении.

*Лит.:* Петровский В. С., Гидродинамические проблемы турбулентного шума. Л., 1966; Кутателадзе С. С., Леонтьев А. И., Теплообмен и трение в турбулентном пограничном слое, М., 1972; Шлихтинг Г., Теория пограничного слоя, М., 1974; Лапин Ю. В., Турбулентный пограничный слой в сверхзвуковых потоках газа, М., 1982; См. также лит. при ст. *Пограничный слой*.

А. С. Гиневский, Е. Е. Солодкин.

**Турбулентный след** — область возмущённого *турбулентного течения* на больших расстояниях за телом, движущимся в жидкой или газообразной среде (см. *След аэродинамический*). При исследовании **Т. с.** обычно пренебрегают молекулярной вязкостью по сравнению с турбулентной (свободная *турбулентность*) и рассматривают две области: ближний (на расстояниях  $x$  порядка характерного размера  $L$  тела) и дальний ( $x \gg L$ ) **Т. с.**

В ближнем **Т. с.** все газодинамические переменные сильно возмущены, структура течения очень сложна и существенным образом зависит от формы тела, поэтому ближний **Т. с.** изучается, как правило, экспериментально. В дальнем **Т. с.** движение среды является изобарическим, а возмущённое течение обладает постоянным импульсом **I**, который определяется вектором **R** аэродинамических сил, приложенных к обтекаемой поверхности тела. Связь между векторами **I** и **R** устанавливается на основе *количества движения уравнений*. Для описания возмущённого течения обычно используются уравнения *турбулентного пограничного слоя* с привлечением полуэмпирической модели турбулентности Прандтля.

Наиболее просто решается задача для тела, обладающего нулевой *подъёмной силой* и движущегося с постоянной скоростью  $V_{\infty}$  в несжимаемой жидкости. В связанной с телом системе координат задача стационарна; если ввести возмущение скорости  $u_1 = \{v_x\}$  —  $u$ , которое в **Т. с.** является малой величиной, и ограничиться учётом членов первого порядка малости, то в рамках уравнений Прандтля задача сводится к интегрированию обыкновенного дифференциального уравнения (автомодельное решение, см. *Автомодельное течение*). Здесь  $u$  — проекция вектора скорости на ось  $x$ , параллельную вектору скорости набегающего потока. Анализ показывает, что максимум возмущения скорости  $u_{1m}$ , имеющий место на оси следа, и ширина следа  $2\{\delta\}$  медленно изменяются в продольном направлении:  $u_{1m} \sim x^{-1/2}$ ,  $\{\delta\} \sim x^{-1/2}$  для плоского течения и  $u_{1m} \sim x^{-2/3}$ ,  $\{\delta\} \sim x^{-1/3}$  для осесимметричного течения. Аналогичным образом исследуется **Т. с.** за телом с отличной от нуля подъёмной силой, а также при движении тела в сжимаемой среде с учётом диффузии энергии и примеси; результаты анализа также указывают на медленное

изменение характеристик возмущённого течения в продольном направлении. Этими относительно слабыми диффузионными процессами объясняется существование за движущимся телом протяжённого следа, который несёт в себе достаточно обширную информацию о самом движущемся теле. Этот след, например, хорошо виден за самолётом при его полёте на больших высотах благодаря конденсации водяного пара на примесях (продуктах сгорания топлива).

*В. А. Башкин.*

**Турбулизатор** — устройство на обтекаемой поверхности ЛА или его модели для внесения в обтекающий поток возмущений с целью его дестабилизации и смещения вверх по потоку точки *перехода ламинарного течения в турбулентное*. Впервые **Т.** в виде проволочного кольца был применён, по-видимому, *Л. Прандтлем* при исследовании *кризиса сопротивления* сферы. Используются **Т.** в основном на поверхности моделей при их испытаниях в аэродинамических трубах. **Т.** обычно изготавливаются в виде различного рода шероховатостей высотой  $k$ . Высота  $k_1$  элемента шероховатости, до которой последняя практически не влияет на *Рейнольдса число* перехода  $Re_i = ux_i/\{\nu\}$ , является критической, а высота  $k_2$  при которой достигается наименьшее значение  $Re_i$  — эффективной. Здесь  $x_i$  — координата точки перехода на поверхности тела,  $\{\nu\}$  — кинематическая вязкость,  $u$  — характерная скорость. Влияние высоты шероховатости на число Рейнольдса перехода:  $A = Re_{fr}/Re_{fr}$  ( $Re_{fr}$  — число Рейнольдса перехода при наличии турбулизатора,  $Re_{fr}$  — для гладкой поверхности);  $\{\delta\}_{1k}$  — толщина вытеснения пограничного слоя в месте установки турбулизатора.

Значения  $k_1$  и  $k_2$  зависят от типа шероховатостей и условий проведения эксперимента, поэтому они устанавливаются эмпирическим путём. Например, для единичной цилиндрической (или двухмерной) шероховатости в несжимаемом потоке имеем:

$$\{\{u_*k_1/\nu = 7\}\} \text{ и } \{\{u_*k_2/\nu \approx 15 - 20\}\},$$

где  $\{\{u_* = (\tau_w/\rho)^{1/2}\}\}$  — динамическая скорость,  $\{\{\rho\}\}$  — плотность,  $\{\{\tau_w\}\}$  — напряжение трения на поверхности тела в месте расположения **Т.** В качестве **Т.** могут использоваться также струи, колеблющаяся стенка, акустические возмущения и др.

На рис. приведены экспериментальные данные влияния **Т.** в виде изолированной цилиндрической шероховатости на развитие пограничного слоя на плоской пластине. Наиболее сильное влияние **Т.** на  $Re_i$  имеет место для несжимаемого потока; сжимаемость среды, увеличивающаяся с ростом *Маха числа*  $M$ , приводит к снижению его эффективности (в заштрихованной области расположено семейство кривых, отвечающих различным положениям **Т.**).

**Турель** (франц. tourelle, буквально — башенка, от лат. turris — башня) **авиационная** — подвижная установка стрелкового оборонительного вооружения на ЛА. Обеспечивает наводку оружия в горизонтальной и вертикальной плоскостях. В процессе развития пулемётно-пушечного авиационного вооружения применялись простейшие открытые **Т.**, в которых управление оружием производилось стрелком вручную; экранированная **Т.** с аэродинамической компенсацией воздействия воздушного потока на выступающие части оружия; **Т.** с силовым (электрическим, гидравлическим) приводом; **Т.** с дистанционным управлением, когда стрелок располагается в кабине, удалённой от оружия, и др.

**Тушинский машиностроительный завод** (ТМЗ) — берёт начало от завода № 62 ГВФ, основан в 1932 в посёлке Тушино Московской области (с 1960 в черте Москвы). С 1936 — Государственный союзный завод № 81 Наркомтяжпрома. В 1932—41 строил самолёты «Сталь» *А. И. Путилова* («Сталь-2, -3, -5, -11»), *ДИ-6*, *И-28* (*В. П. Яценко*), *Анито-1*, *Як-1*, *ББ-22* (*Як-4*). Путилов и Яценко в 1932—39 возглавляли КБ завода. В июле 1941 завод № 81 был эвакуирован в Омск, а на его территории в Москве в марте 1942 образован завод № 82, который выпускал истребители *Як*: в 1942—45 было построено свыше 2000 самолётов *Як-7*, *Як-7Б*, *Як-9*. В послевоенный период восстановления народного хозяйства (в 1945—49) производились троллейбусы и трамваи.

Вернувшись к авиационной специализации, завод (с 1963 — ТМЗ) построил экспериментальный самолёт Т-4 (см. Су), поставлял узлы для истребителей МиГ. В 80-х гг. был изготовлен «Буран».

**Тюменское моторостроительное производственное объединение** — берёт начало от Тюменского моторного завода, основано в 1963. Завод специализируется в области авиационных двигателей. Выпускались турбовинтовой двигатель ТВД-10, турбореактивный РУ19-300 и др. ГТД. В 1987 на основе завода образовано ПО.

**Тяга винта** — 1) **Тяга воздушного винта (Т. в. в.)** — проекция действующей на винт аэродинамической силы на направление скорости ЛА. Т. в. в.  $P$  зависит от его диаметра  $D$ , числа  $k$  лопастей и их формы, угла установки лопастей, скорости полёта  $V$ , угловой скорости  $\{\{\omega\}\}$  винта и вычисляется по формуле:

$P = k \int [dY \cos(\{\{\beta\}\} + \{\{\Delta\beta\}\}) - dX \sin(\{\{\beta\}\} + \{\{\Delta\beta\}\})]$ . Здесь  $dY$  — подъёмная сила профиля лопасти в некотором сечении,  $dX$  — сила аэродинамического сопротивления этого же профиля,  $\{\{\beta\}\} = \arctg(V/\{\{\omega\}\}r)$ ,  $r$  — расстояние от оси вращения до рассматриваемого сечения,  $\{\{\Delta\beta\}\}$  — угол индуктивного скоса (см. ст. *Воздушный винт* и рис. 4 к ней); интеграл берётся по длине лопасти. В практических расчётах часто используется безразмерная Т. в. в.  $\{\{\alpha\}\} = P/(\{\{\rho\}\}n^2D^4)$ , где  $\{\{\rho\}\}$  — плотность воздуха,  $n$  — число оборотов воздушного винта в 1 с. Тяга современных воздушных винтов достигает 150 кН. 2) **Тяга несущего винта (Т. н. в.)** — проекция действующей на несущий винт аэродинамической силы на ось его вращения. Вычисление Т. н. в.  $T$  проводится в общем аналогично расчёту тяги воздушного винта. В практических расчётах часто пользуются безразмерной величиной  $c_T/\{\{\sigma\}\} = 2T/(\{\{\rho\}\}(\{\{\omega\}\}R)^2F\{\{\sigma\}\})$ , где  $c_T$  — коэффициент тяги винта,  $R$  — его радиус,  $F$  — ометаемая площадь,  $\{\{\sigma\}\}$  — заполнение несущего винта. Тяга современных несущих винтов превышает 500 кН. См. также *Пропульсивная сила*.

**Тяга двигателя** — реактивная сила, являющаяся результирующей газодинамических сил давления и трения, приложенных к внутренней и наружной поверхностям двигателя. Различают внутреннюю тягу (реактивную тягу)  $P$  — результирующую всех газодинамических сил, приложенных к двигателю, без учёта внешнего сопротивления и эффективную тягу  $P_{эф}$ , учитывающую внешнее сопротивление силовой установки. Внутренняя тяга связана с эффективной соотношением  $P_{эф} = P - X_{нар}$ , где  $X_{нар}$  — внешнее сопротивление силовой установки ЛА. Внутреннюю тягу определяют с помощью уравнения количества движения для *рабочего тела* двигателя.

Для авиационных ВРД (ТРД, ТРДФ, ПВРД) тяга (в Н)  $P = G_r C_c - G_B V_n + F_c(p_c - p_n)$ , где  $G_r$  — расход газа, кг/с;  $C_c$  — скорость истечения газа из реактивного сопла, м/с;  $G_B$  — расход воздуха, кг/с;  $V_n$  — скорость полёта, м/с;  $F_c$  — площадь сечения на выходе из реактивного сопла, м<sup>2</sup>;  $p_c$  — статическое давление на выходе из реактивного сопла, Па;  $p_n$  — давление окружающей среды, Па. Расход газа у ВРД связан с расходом воздуха следующим соотношением:  $G_r = G_B + G_T - G_{в. отб}$ , где  $G_T$  — расход топлива;  $G_{в. отб}$  — количество воздуха, отбираемого от двигателя на нужды ЛА. У ракетных двигателей с окислителем, находящимся на борту ЛА,  $P = G_r C_c + F_c(p_c - p_n)$ . В этом уравнении  $G_r$  — сумма расходов горючего и окислителя. При полном расширении газа в реактивном сопле  $p_c = p_n$ , и уравнение внутренней тяги для ВРД упрощается:  $P = G_r C_c - G_B V_n$ .

Для ТРДД с отдельными газоздушными трактами в случае полного расширения газа в реактивных соплах внутреннего и наружного контуров  $P = G_{т1} C_{с1} - G_{в1} V_n + G_{вII} (C_{сII} - V_n)$ . Здесь индексом I обозначены параметры внутреннего контура ТРДД, а индексом II — наружного. У ТВД

$$P = \left\{ \left\{ \frac{N_B \eta}{V_n} \right\} \right\} + G_r C_c - G_B V_n,$$

где  $N_B$  — мощность, передаваемая на воздушный винт, Вт;  $\{\{\eta\}\}_B$  — КПД винта.

Максимальная взлётная тяга ГТД в начале 90-х гг. превысила 300 кН.

*Лит.:* Теория воздушно-реактивных двигателей, под ред. С. М. Шляхтенко, М., 1975; **Абрамович Г. Н.**, Прикладная газовая динамика, 5 изд., ч. 1—2, М., 1991.

*В. И. Бакулев.*

**Тяговооружённость летательного аппарата** — отношение тяги силовой установки ЛА к его весу; один из важнейших параметров, определяющих лётно-технические характеристики ЛА. От **Т** зависят максимальная скорость ЛА, время набора высоты (скороподъёмность) и разгона до заданной скорости, максимальная высота полёта, длина разбега, а также его манёвренные характеристики. Важной характеристикой самолёта является стартовая **Т**. — отношение взлётной тяги силовой установки к его взлётному весу. В 80-х гг. стартовая **Т** истребителей и истребителей-бомбардировщиков составляла 1,2—0,5, военно-транспортных и пассажирских самолётов — 0,35—0,3, Винтомоторные ЛА обычно характеризуют их *энерговооружённостью*.

**Тянущий винт** — *воздушный винт*, расположенный на ЛА перед двигателем в передней части фюзеляжа или гондолы двигателя. **Т. в.** — основной *движитель* современных винтовых самолётов. При установке такого винта перед воздухозаборником ТВД принимаются меры по снижению потерь полного давления воздуха (вызываемых прохождением его между корневыми частями многолопастного винта) на входе в воздухозаборник путём выбора соответствующей формы контуров сечений лопастей и обтекателя (*кока*). Преимущество **Т. в.** по сравнению с *толкающим винтом* — менее возмущено поле скорости в плоскости его вращения.

**У** — принятое в СССР обозначение некоторых самолётов первоначального обучения (учебных). У-1 — двухместный биплан по типу английского самолёта Авро-504 с одним ПД М-2 мощностью 88,3 кВт. Широко применялся с начала 20-х до середины 30-х гг. (построено более 700 экземпляров). После 1928 на смену ему начал поступать У-2 (см. *Поликарпова самолёты*).

**Уб** (универсальный Березина) — крупнокалиберный пулемёт, созданный *М. Е. Березиным*. Калибр 12,7 мм, скорострельность 1000 выстрелов в 1 мин, масса пули 48 г, начальная скорость 860 м/с, масса пулемёта 21,5 кг. Принят на вооружение в 1941 и стал одним из основных образцов авиационного стрелкового оружия в годы Великой Отечественной войны. Применялся в синхронном (УБС), турельном (УБТ) и крыльевом (УБК) вариантах установки (см. *Синхронизатор, Турель*).

**Уваров** Владимир Васильевич. (1899—1977) — советский учёный-теплотехник, профессор (1934), доктор технических наук (1946), заслуженный деятель науки и техники РСФСР (1957). После окончания МВТУ (1924) и МГУ (1930) работал в ВВИА, преподавал в МВТУ (заведующий кафедрой турбостроения в 1949—77, руководитель проблемной лаборатории по турбостроению с 1958). Под руководством **У.** созданы первые в СССР экспериментальная газотурбинная установка (1934) и турбовинтовой двигатель (1938—40). Награждён орденами Ленина и Трудового Красного Знамени. *Портрет см. на стр. 602.*

Соч.: Газовые турбины, М. — Л., 1935.

**В. В. Уваров.**

**Углеводородное топливо** — горючее вещество, состоящее из соединений углерода и водорода. К **У. т.** относятся жидкие нефтяные топлива (автотракторные, авиационные, котельные и др.) и углеводородные горючие газы (метан, этан, бутан, *пропан*, их природные смеси и др.). *Топлива авиационные* на 96—99% состоят из углеводородов, главным образом парафиновых, нафтеновых и ароматических. В парафиновых углеводородах 15—16% водорода, в нафтеновых ~14%, в ароматических — 9—12,5%. Чем выше содержание в **У. т.** водорода, тем больше его *массовая теплота сгорания*. Так, например, парафиновые углеводороды обладают на 1700—2500 кДж/кг (400—600 ккал/кг) большей теплотой сгорания, чем ароматические. Из углеводородных горючих

газов наибольшее содержание водорода у метана (25%). Его низшая массовая теплота сгорания 50 МДж/кг (11970 ккал/кг) [у реактивных топлив — 43—43,4 МДж/кг (10250—10350 ккал/кг)].

**Угол атаки** — 1) **У. а. профиля** — угол  $\{\{\alpha\}\}$  между направлением вектора скорости набегающего потока и направлением хорды профиля (рис. 1, см. также *Профиль крыла*); геометрическая характеристика, определяющая режим обтекания профиля. Изменение **У. а.** приводит к изменению всех аэродинамических характеристик профиля. Для профиля вводятся следующие характерные **У. а.**:  $\{\{\alpha\}\}_0$  — **У. а.**, при котором *подъёмная сила* равна нулю;  $\{\{\alpha\}\}_{кр}$  — критический **У. а.**, при котором достигается максимальное значение коэффициент подъёмной силы;  $\{\{\alpha\}\}_{K_{max}}$  — **У. а.**, при котором достигается максимальное значение *аэродинамического качества*.

2) **У. а. летательного аппарата** — угол между продольной осью ЛА и проекцией его скорости  $\mathbf{V}$  на плоскость  $OXY$  связанной системы координат; считается положительным, если проекция  $\mathbf{V}$  на нормальную ось  $OY$  отрицательна. В задачах динамики полёта используется **пространственный У. а.**:  $\{\{\alpha\}\}_п$  — угол между осью  $OX$  и направлением скорости ЛА (рис. 2). Для самолёта, кроме того, вводятся дополнительные характерные **У. а.**:  $\{\{\alpha\}\}_{бал}$  — **баланси́ровочный У. а.**, при котором момент тангажа равен нулю, значения  $\{\{\alpha\}\}_{бал}$  изменяются в зависимости от отклонения органов продольного управления (баланси́ровки);  $\{\{\alpha\}\}_{доп}$  — **допусти́мый У. а.**, то есть наибольший разрешаемый в нормальной лётной эксплуатации **У. а.** самолёта, назначаемый из условий обеспечения безопасности полёта, значения  $\{\{\alpha\}\}_{доп}$  определяются для каждой *конфигурации* самолёта в разрешённом диапазоне скоростей её применения;  $\{\{\alpha\}\}_{св}$  — **У. а.** начала *сваливания* самолёта. Изменение **У. а.** самолёта достигается отклонением органов продольного управления для приращения момента тангажа и перехода самолёта на другой баланси́ровочный **У. а.** и является основным средством лётчика для управления самолётом в вертикальной плоскости.

3) **У. а. крыла** — угол между какой-либо хордой крыла, называемой контрольной, и проекцией скорости  $\mathbf{V}$  на плоскость симметрии крыла (в любом случае выбор контрольной хорды должен быть строго оговорён). Для крыла вводится также понятие **местного У. а.**, которое представляет собой обобщение понятия **У. а.** профиля и определяет режим обтекания рассматриваемого сечения крыла. Значения местного **У. а.** зависят от условий обтекания (**У. а.** крыла, местный *скос потока*) и геометрических характеристик крыла (*угол установки крыла, угол стреловидности, крутка крыла* и т. п.).

Поскольку аэродинамические характеристики крыла и ЛА зависят от **У. а.**, то для них, как и для профиля, вводятся характерные **У. а.** —  $\{\{\alpha\}\}_0$  и  $\{\{\alpha\}\}_{кр}$ .

4) **У. а. несущего винта** — угол между скоростью  $\mathbf{V}_н$  центра несущего винта и плоскостью, нормальной к валу винта (плоскостью вращения):  $\{\{\alpha\}\}_н = \arctg(V_{ny}/V_{Dн})$ , где  $V_{Dн} = (V_{hx}^2 + V_{hz}^2)^{1/2}$ ,  $V_{hx}$ ,  $V_{ny}$ ,  $V_{hz}$  — проекции  $\mathbf{V}_н$  на оси связанной системы координат несущего винта, то есть  $V_{hx} = V_x + \{\{\omega\}\}_y z_n - \{\{\omega\}\}_z y_n + u_{hx}^*$ ;  $V_{ny} = V_y + \{\{\omega\}\}_x z_n - \{\{\omega\}\}_z x_n + u_{ny}^*$ ;  $V_{hz} = V_z + \{\{\omega\}\}_x y_n - \{\{\omega\}\}_y x_n + u_{hz}^*$ . Здесь  $V_x$ ,  $V_y$ ,  $V_z$  — проекции скорости  $\mathbf{V}$  полёта;  $\{\{\omega\}\}_x$ ,  $\{\{\omega\}\}_y$ ,  $\{\{\omega\}\}_z$  — проекции мгновенной скорости  $\{\{\omega\}\}$  поворота вертолёта вокруг центра масс;  $x_n$ ,  $y_n$ ,  $z_n$  — координаты центра несущего винта,  $u^*$  — осреднённая по площади винта скорость, индуцированная другими несущими элементами вертолёта. От  $\{\{\alpha\}\}_н$  зависят силы и моменты винта (см. *Пропульсионная сила, Авторотация*). При заданном  $\{\{\alpha\}\}_н$  характеристики винта не зависят от направления полёта (как у круглого крыла) — для винта нет понятия об угле *скольжения*. В теории несущего винта рассматриваются ещё два **У. а.**: эквивалентного несущего винта  $\{\{\alpha\}\}_{нэ}$  и плоскости концов лопастей  $\{\{\alpha\}\}_{нк}$ . Первый — это угол между  $\mathbf{V}_н$  и плоскостью, относительно которой угол установки лопастей  $\{\{\varphi\}\} = \{\{\varphi\}\}_0 + \{\{\varphi\}\}_{1c} \cos 2\{\{\omega\}\}_{нт} + \{\{\varphi\}\}_{1s} \sin \{\{\omega\}\}_{нт} + \{\{\varphi\}\}_{2c} \cos 2\{\{\omega\}\}_{нт} + \dots$  не содержит первой гармоники:  $\{\{\varphi\}\}_{1c} = \{\{\varphi\}\}_{1s} = 0$ . Эта плоскость называется «плоскостью вращения эквивалентного винта» или «плоскостью постоянных углов установки». Второй — это угол между  $\mathbf{V}_н$  и плоскостью, относительно которой угол взмаха лопасти  $\{\{\beta\}\}_1 = a_0 - a_1 \cos \{\{\omega\}\}_{нт} - b_1 \sin \{\{\omega\}\}_{нт} - a_2 \cos 2\{\{\omega\}\}_{нт} \dots$  не содержит первой гармоники:  $a_1 = b_1 = 0$ . Эта плоскость называется «плоскостью вращения концов лопастей» или «основанием конуса,

описываемого лопастями». Соотношения между  $\mathbf{Y. a.}$  при  $V_{\text{нз}} = 0$  выражаются формулами:  $\{\{\alpha\}\}_{\text{нз}} = \{\{\alpha\}\}_{\text{н}} + \{\{\varphi\}\}_{1s}$ ;  $\{\{\alpha\}\}_{\text{нк}} = \{\{\alpha\}\}_{\text{н}} + a_1$ . При некоторых значениях  $\{\{\alpha\}\}_{\text{н}}$ , зависящих в основном от  $V_{\text{н}}/(\{\{\omega\}\}_{\text{н}}R)$ ,  $\{\{\omega\}\}_{z}/\{\{\omega\}\}_{\text{н}}$  и  $\{\{\varphi\}\}_0$  на несущем винте начинается срыв потока. При сочетании воздушных скоростей  $V_{\text{нД}}$  от 0 до 40 км/ч и  $V_{\text{нУ}}$  от 4 до 20 м/с, когда  $\mathbf{Y. a.}$   $\{\{\alpha\}\}_{\text{н}}$  изменяется от 90 до 30 $\{\{\circ\}\}$  (например, при вертикальном снижении или при полёте с малой скоростью, большим углом крена и внешнем скольжении), наступает режим «вихревого кольца». Он характерен тем, что свободные вихри не уносятся сразу от лопастей, а образуют торообразные поверхности вблизи плоскости вращения винта. При этом увеличивается потребляемая мощность несущего винта и становится неустойчивым маховое движение лопастей, так что углы взмаха, силы и моменты винта периодически изменяются с частотой в несколько Гц. Выход на  $\mathbf{Y. a.}$ , соответствующие режимам срыва потока и «вихревого кольца», небезопасен.

*Л. Е. Васильев, А. С. Браверман.*

**Рис. 1.** Угол атаки профиля:  $b$  — хорда профиля.

**Рис. 2.** Угол атаки самолёта:  $\{\{\beta\}\}$  — угол скольжения.

**Угол заклинения несущего винта** — острый угол в плоскости симметрии вертолёта между осью вала *несущего винта* (редуктора) и перпендикуляром к строительной горизонтали аппарата (см. рис.). Наклон оси вала несущего винта вперёд ( $\mathbf{Y. з.}$  положительный) позволяет обеспечить минимальное сопротивление планёра на крейсерских режимах полёта. У вертолётов продольной схемы значения  $\mathbf{Y. з.}$  разные у переднего и заднего винтов. На одновинтовом вертолёте ось вала несущего винта наклонена не только вперёд, но и вбок для устранения боковых перемещений вертолёта под воздействием тяги рулевого винта. Обычно продольный  $\mathbf{Y. з.}$  составляет 4—7 $\{\{\circ\}\}$  (зависит от схемы вертолёта), поперечный — 2—3 $\{\{\circ\}\}$ .

Угол заклинения несущего винта; 1 — ось вала несущего винта; 2 — нормаль к строительной горизонтали; 3 — строительная горизонталь;  $\{\{\Delta\varphi_{\text{закл}}\}\}$  — угол заклинения.

**Угол стреловидности** — угол  $x_n$  между касательной к линии  $n$  процентов *хорд* в некоторой её точке и плоскостью, перпендикулярной центральной хорде.  $\mathbf{Y. с.}$  считается положительным, если точка пересечения касательной с базовой плоскостью ЛА (см. *Системы координат ЛА*) лежит впереди точки, через которую проведена касательная. В общем случае значение  $x_n$  меняется по размаху. В прикладной и теоретической аэродинамике широко пользуются значениями  $\mathbf{Y. с.}$  по линии 1/4 хорд  $x_{1/4}$  и по передней кромке  $x_0$  ( $n = 0$ ), или  $x_{\text{п.к.}}$ .

**Угол установки крыла** — угол  $\{\{\varphi\}\}_0$  между центральной *хордой* крыла и базовой осью самолёта (см. рис.). В зависимости от аэродинамической компоновки самолёта этот угол может быть как положительным, так и отрицательным. Обычно он находится в пределах от  $-2\{\{\circ\}\}$  до  $+3\{\{\circ\}\}$ . Угол  $\{\{\varphi\}\}_0$  считается положительным, когда передняя точка хорды крыла расположена выше задней относительно базовой оси самолёта.  $\mathbf{Y. у. к.}$  влияет на аэродинамические характеристики самолёта. Установка крыла на отрицательный угол приводит к возникновению кабрирующего момента из-за увеличения подъёмной силы фюзеляжа, что позволяет уменьшить расходы рулей на *балансировку* ЛА и увеличить *аэродинамическое качество* самолёта. Установка крыла на положительный угол позволяет увеличить подъёмную силу крыла на взлёте и посадке, не увеличивая высоту шасси. Иногда  $\mathbf{Y. у. к.}$  делают переменным (например, палубный истребитель Воут F-8 «Крусейдер»).  $\mathbf{Y. у. к.}$  оказывает влияние на эффективность горизонтального оперения и в меньшей степени на аэродинамические характеристики самолёта в боковом движении.

Угол установки крыла  $\{\{\varphi\}\}_0$ .

**Угон воздушного судна** — уголовное преступление, предусмотренное законодательством разных стран. В большинстве стран под  $\mathbf{Y. в. с.}$  понимается незаконное, с помощью силы или угрозы применения насилия, направление воздушного судна не в ту географическую точку, которая указана в плане полётов. Вместе с тем  $\mathbf{Y. в. с.}$  ограничивается от незаконного использования

воздушного судна его экипажем в личных целях (незапланированные полёты, несанкционированные перевозки лиц и грузов в целях личной выгоды и т. п.). Как правило, в этих случаях применяется дисциплинарная ответственность, если отсутствуют основания для привлечения к уголовной ответственности. От **У. в. с.** отграничивается также незаконный *захват воздушного судна*, который может быть осуществлён только лицами, не имеющими права на управление конкретным воздушным судном.

*Лит.:* Международное воздушное право, кн. 1, М., 1980.

**Ударная адиабата** — то же, что *Гюгоньо адиабата*.

**Ударная волна** — распространяющаяся со сверхзвуковой скоростью в сжимаемой среде тонкая переходная область, в которой происходит резкое увеличение давления  $p$ , плотности  $\{\rho\}$ , энтропии, скорости среды и др. газодинамических переменных.

В *механике сплошных сред* эту переходную область обычно можно считать поверхностью гидродинамического разрыва, при переходе через которую скачкообразно изменяются  $p$ ,  $\{\rho\}$  и т. д. Газодинамические переменные по обе стороны **У. в.** связаны уравнениями, выражающими *сохранения законы*:

$$\{\rho\}_1(\{v\}_{n1} - U) = \{\rho\}_2(\{v\}_{n2} - U), \{v_{\tau}\}_1 = \{v_{\tau}\}_2;$$

$$p_1 + \{\rho\}_1(\{v\}_{n1} - U)^2 = p_2 + \{\rho\}_2(\{v\}_{n2} - U)^2;$$

$$\left\{ \left\{ i_1 + \frac{(v_{n1} - U)^2}{2} = i_2 + \frac{(v_{n2} - U)^2}{2} \right\} \right\},$$

где  $i$  — удельная энтальпия,  $U$  — скорость перемещения **У. в.**,  $\{v\}_n$  и  $\{v_{\tau}\}$  — нормальная и касательная к **У. в.** составляющие вектора скорости среды; индексы 1 и 2 относятся к состоянию среды перед и за **У. в.** В общем случае  $\{\rho\}$ ,  $\{v\}$ ,  $U$  и т. д. — функции координат точки **У. в.** и времени.

Представление **У. в.** поверхностью разрыва является некоторой идеализацией, оправданной для большинства задач аэродинамики, так как толщина области, в которой проявляется действие вязкости и теплопроводности и устанавливается термодинамическое равновесие по поступательным степеням свободы и в которой происходит резкое изменение  $p$ ,  $\{\rho\}$  и т. д., по порядку величины равна длине свободного пробега молекул газа  $l$ , что в механике сплошных сред является пренебрежимо малой величиной по сравнению с характерным линейным размером явления  $L$ .

При больших скоростях распространения **У. в.** (для воздуха более 2—3 км/с) в газе протекают неравновесные физико-химические процессы (возбуждение колебаний молекул, химические реакции, ионизация и т. д.) и структура **У. в.** более сложна. В этом случае за фронтом **У. в.** образуется релаксационная область толщиной  $d \gg l$ , в которой происходит установление термодинамического равновесия, сопровождающееся дальнейшим изменением  $p$ ,  $\{\rho\}$  и т. д. (Эта релаксационная область толщиной  $d$ , примыкающая к поверхности разрыва — фронту **У. в.**, часто включается в понятие **У. в.**). В гиперзвуковой аэродинамике возможны случаи как  $d \ll L$ , так  $d \sim L$  и  $d \gg L$  (см. *Неравновесное течение*).

В отечественной литературе **У. в.**, неподвижная в выбранной системе координат, обычно называется **скачком уплотнения** (СУ). СУ, плоскость которого перпендикулярна к направлению движения газа, называется **прямым**, а СУ, плоскость которого образует с направлением движения газа угол, отличный от прямого, — **косым**. Уравнения прямого СУ в *совершенном газе* имеют вид:

$$\left\{ \left\{ \frac{v_2}{v_1} = \frac{\rho_1}{\rho_2} = \frac{\gamma - 1}{\gamma + 1} + \frac{2}{(\gamma + 1)M_1^2} \right\} \right\};$$

$$\left\{ \left\{ \frac{p_2}{p_1} = \frac{2\gamma M_1^2}{\gamma+1} - \frac{\gamma-1}{\gamma+1} \right\} \right\};$$

$$\left\{ \left\{ \frac{T_2}{T_1} = \frac{2\gamma(\gamma-1)}{(\gamma+1)^2} M_1^2 \left( 1 - \frac{\gamma-1}{2\gamma M_1^2} \right) \left[ 1 + \frac{2}{(\gamma-1)M_1^2} \right] \right\} \right\};$$

где  $T$  — термодинамическая температура среды,  $M$  — Маха число,  $\{\{\gamma\}\}$  — показатель адиабаты. Уравнения, описывающие косою СУ, можно получить из уравнений прямого СУ, если в них заменить  $\{\{v\}\}$  на  $\{\{v\}\}_n$ ,  $M$  на  $M_n$  и добавить условие  $\{\{v_\tau\}\}_1 = \{\{v_\tau\}\}_2$ ;  $\{\{v\}\}_n$   $\{\{v_\tau\}\}$  — соответственно нормальная и касательная к СУ составляющие скорости. Для анализа течений за косым СУ широко используется так называемая **ударная поляра** — кривая в плоскости годографа скоростей (см. *Годографа метод*), устанавливающая связь между компонентами скорости до и после СУ, углом отклонения потока и углом наклона СУ. СУ произвольной формы на каждом небольшом участке можно рассматривать как прямой или косою, поэтому соотношения для прямого и косою СУ применимы и для криволинейных СУ.

**У. в.** (СУ) образуются при обтекании тел сверхзвуковым и трансзвуковым потоками газа, при сверхзвуковом движении заострённых и затупленных тел и т. п. Возникновение **У. в.** приводит к различного рода потерям, обусловленным необратимым переходом механической энергии в тепловую и ростом энтропии; появление **У. в.** сопровождается появлением *волнового сопротивления* и, следовательно, ростом *сопротивления аэродинамического*, *звуковым ударом* и т. п. При взаимодействии **У. в.** с границами раздела сред, с волнами разрежения и т. д. может происходить преломление, отражение (см. *Маховское отражение ударной волны*), *дифракция ударной волны*. См. также *Гюгоньо адиабата*.

Лит.: Липман Г. В., Рошко А., Элементы газовой динамики, пер. с англ., Н., 1960. Зельдович Я. В., Райзер Ю. П., Физика ударных волн и высокотемпературных гидродинамических явлений, 2 изд., М., 1966.

О. Ю. Полянский.

**Ударная труба** — аэродинамическая установка, рабочий поток в которой создаётся в результате нестационарного расширения сжатого до высокого давления газа из цилиндрической камеры в цилиндрический канал, заполненный газом с низким давлением (рис. 1, а).

Запуск **У. т.** происходит в момент разрушения диафрагмы, отделяющей камеру от канала; газ, находившийся под высоким давлением, разгоняется в *волне разрежения*, сжимая и нагревая в *ударной волне* газ в канале (рис. 1, б). В результате в канале образуются две следующие друг за другом области газа с квазистационарными параметрами (см. *Квазистационарное течение*). Рабочей средой служит либо газ, вышедший из камеры, либо газ, которым заполнен канал перед запуском. Время испытаний определяется продолжительностью движения рабочего газа через измерительную секцию, зависит от параметров потока, схемы и размеров установки. Для получения высоких значений параметров потока (скоростей, температур, Маха чисел  $M$ , Рейнольдса чисел  $Re$  и др.) газ в камере нагревают. **У. т.** классифицируют по так называемой волновой картине.

**Ударная труба** (рис. 1, а) обычно используется для решения задач нестационарной газовой динамики, аэрофизических и физико-химических исследований. Канал трубы заполняется рабочим газом, а камера — гелием или водородом. В рабочей части таких труб удаётся получать потоки газа с температурой до  $10^4$  К и скоростью потока до  $10^4$  м/с. Характерное время испытаний  $10^{-5}$ — $10^{-4}$  с.

**Аэродинамическая ударная труба** (рис. 2, а) служит для проведения аэродинамических и тепловых испытаний моделей ЛА. К каналу пристыковывается отделяемое от канала второй диафрагмой сопло с рабочей частью. Канал заполняется рабочим газом, камера — гелием или водородом. Как

правило, рабочий газ сжимается в падающем и отражённом от сопла скачках уплотнения. Начальные параметры газов в камере и канале выбирают так, чтобы устранить появление вторичных волн при пересечении отражённого скачка и контактного разрыва (см. *Контактная поверхность*). В аэродинамической **У. т.** реализуется поток газа с  $M = 7—25$  и  $Re = 10^3—5 \cdot 10^7$ . Длительность испытаний  $\sim 5 \cdot 10^{-3}$  с.

**Ударная труба с нестационарным разгоном рабочего газа** (рис. 2, б) используется для аэродинамических, тепловых и аэрофизических исследований. Рабочий газ заполняет камеру, канал заполняется газом с низкой молекулярной массой. К камере подсоединяется дополнительный отсек с газом (обладающим большим давлением и высокой температурой), отделяемый от неё второй диафрагмой. Отсек по отношению к камере является так называемым волновым подогревателем. Запуск этой **У. т.** осуществляется разрывом второй диафрагмы. Первая диафрагма разрывается ударной волной, проходящей по камере. В канале реализуется поток газа со скоростями  $10^4—3 \cdot 10^4$  м/с, время испытаний  $10^{-4}$  с.

**Ударная труба Людвига** используется для аэродинамических и тепловых испытаний моделей ЛА в диапазоне  $M = 0,2—10$  и высоких значениях  $Re$  ( $\sim 10^8$ ) (см. *Людвига труба*).

Развитие **У. т.** началось в 50-х гг. в связи с разработкой гиперзвуковых ЛА. Успех применения установок во многом был обусловлен созданием быстродействующей измерительной аппаратуры. См. также *Аэродинамическая труба*.

*Лит.:* Ударные трубы, пер. с англ., М., 1962.

*В. Я. Безменов.*

**Рис. 1.** Схема ударной трубы (а) и зависимость давления  $P$  от расстояния  $x$  в некоторый момент времени после разрыва диафрагмы (б): 1 — камера; 2 — диафрагма; 3 — канал; 4 — измерительная секция; 6 — покоящийся газ камеры; 6 — волна разрежения; 7 — газ камеры, вышедший из волны разрежения; 8 — контактная поверхность; 9 — газ канала, сжатый в ударной волне; 10 — ударная волна; 11 — покоящийся газ канала.

**Рис. 2.** Схемы аэродинамической ударной трубы (а) и ударной трубы с нестационарным разгоном рабочего газа (б): 1 — камера; 2 — первая диафрагма; 3 — канал; 4 — вторая диафрагма; 5 — сопло; 6 — измерительная секция; 7 — дополнительный отсек.

**Ударный самолёт** — боевой самолёт, предназначенный для воздействия по наземным и морским (надводным и подводным) целям авиационными средствами поражения. Оснащается многофункциональным прицельно-навигационным комплексом и комплексом вооружения, включающим пушечное, бомбардировочное (минно-торпедное), ракетное (управляемое и неуправляемое) вооружение, а также средства обороны и преодоления ПВО противника. **У. с.** подразделяются на *штурмовики*, *истребители-бомбардировщики*, *бомбардировщики* (фронтовые, дальние, стратегические) и противолодочные (см. *Противолодочный летательный аппарат*).

**Удельная мощность двигателя** — отношение мощности двигателя к секундному расходу проходящего через него воздуха. Наиболее часто понятие **У. м.** используется для оценки совершенства ТВД и турбовальных ГТД, для которых **У. м.** — отношение соответственно эквивалентной мощности ТВД (суммы мощностей винта и реактивной струи) или мощности на валу турбовального двигателя к секундному расходу воздуха. Уровень удельной мощности ТВД и турбовальных ГТД 250—400 кВт/с/кг.

**Удельная нагрузка на крыло** — отношение веса ЛА к характерной площади крыла, за которую обычно принимают площадь проекции крыла (включая подфюзеляжную часть) на базовую плоскость крыла (см. *Системы координат*). **У. н.** характеризует несущие свойства ЛА. От неё зависят высота полёта, взлётная и посадочная скорости, длина взлётной дистанции, а также манёвренные характеристики. Так как вес ЛА меняется в процессе полёта, используются понятия

взлётной, текущей и посадочной **У. н.** У самолётов 80-х гг. **У. н.** в зависимости от их назначения меняется в широких пределах и может достигать 7000 Н/м<sup>2</sup> (Па).

**Удельная тяга** воздушно-реактивного двигателя — отношение тяги ВРД к секундному расходу воздуха. Максимальное значение **У. т.** составляет 1250 Н/кг в ТРДДФ при максимальном форсаже. **У. т.** нефорсированного ТРД может достигать 1000 Н/кг. ТРДД дозвуковых пассажирских самолётов имеют **У. т.** на взлётном режиме в пределах 300—400 Н/кг в зависимости от степени двухконтурности.

**Удельная энергия** летательного аппарата — отношение  $E$  суммы потенциальной и кинетической энергий ЛА к его весу. **У. э.** — та высота, на которую мог бы подняться ЛА при полном преобразовании его кинетической энергии в потенциальную:  $E = H + V^2/2g$ , где  $V$  и  $H$  — текущие скорость и высота полёта,  $g$  — ускорение свободного падения. Другое название **У. э.** — энергетическая высота.

**Удельный вес двигателя** — отношение веса двигателя к его тяге или мощности на взлётном режиме. **У. в. д.** зависит от типа двигателя и уменьшается по мере совершенствования его конструкции. В СССР комплектность двигателя для определения **У. в. д.** была регламентирована государственным стандартом. Удельный вес реактивных двигателей (безразмерная величина) находится в пределах: ТРД — 0,2—0,25, ТРДФ — 0,15—0,2, ТРДД — 0,165—0,22, ТРДДФ — 0,1—0,15. Удельный вес ТВД без винта, отнесённый к эквивалентной мощности, равен 2,7—3,3 Н/кВт.

**Удельный импульс тяги** ракетного двигателя, **удельный импульс ракетного двигателя**, — отношение тяги ракетного двигателя к секундному массовому расходу рабочего тела (производная от импульса тяги по расходуемой массе в данном интервале времени). Выражается в Н/кг = м/с. На расчётном режиме работы двигателя совпадает со скоростью реактивной струи. Энергетический показатель эффективности двигателя.

**Удельный расход топлива** авиационного двигателя — отношение часового расхода топлива к реактивной тяге или мощности двигателя. **У. р. т.** зависит от режимов работы двигателя, его типа, расчётных параметров рабочего процесса двигателя и КПД его элементов. Наиболее важен **У. р. т.** в условиях длительного крейсерского полёта. Наименьшие значения **У. р. т.** среди реактивных двигателей имеют ТРДД с большой степенью двухконтурности. Эти значения достигают 0,058 кг/(Н·ч) при Маха числе полёта  $M_{\infty} = 0,8$  на высоте  $H = 11$  км. ТВД имеют **У. р. т.** в пределах 220—300 г/(кВт·ч) при  $M_{\infty} = 0,7$  и  $H = 11—8$  км (значения отнесены к мощности на валу винта).

**Удлинение** авиационных конструкций — 1) **У. крыла** — отношение квадрата размаха крыла  $l$  к площади крыла  $S$ :  $\{\{\lambda\}\} = l^2/S$ ; характеризует степень вытянутости крыла вдоль размаха. Для прямоугольных крыльев  $\{\{\lambda\}\} = l/b$ , где  $b$  — хорда крыла. **У. крыла** — один из основных геометрических параметров крыла, определяющих его аэродинамические характеристики. При малых дозвуковых скоростях полёта несущие свойства эллиптического крыла большого **У.** определяются соотношением  $c_y^{\{\alpha\}} = 2\{\{\pi \lambda\}\}/(\{\{\lambda\}\} + 2)$  (см. Аэродинамические коэффициенты), а его индуктивное сопротивление  $X_i$  при заданном значении коэффициента подъёмной силы  $c_y$  обратно пропорционально  $\{\{\lambda\}\}$ . **Т. о.**, при увеличении  $\{\{\lambda\}\}$  несущие свойства крыла возрастают, а  $X_i$  уменьшается и соответственно растёт максимальное аэродинамическое качество. Однако удлинение крыла, как правило, ведёт к непропорциональному росту его массы из-за необходимости обеспечить надлежащие прочность и жёсткость крыла. У рекордных планёров значение  $\{\{\lambda\}\}$  достигает 40; у дозвуковых пассажирских самолётов 80-х гг.  $\{\{\lambda\}\} = 7—10$  (например, у самолёта Ил-96-300  $\{\{\lambda\}\} = 9,5$ ).

При сверхзвуковых скоростях полёта более существенными оказываются другие геометрические параметры, и для сверхзвуковых самолётов рациональными являются крылья малого удлинения:  $\{\{\lambda\}\} = 1,5—2,5$ . Аналогично **У. крыла** определяются удлинения и др. несущих поверхностей, например горизонтального оперения.

2) **У. фюзеляжа** — отношение  $\{\{\lambda\}\}_\phi$  длины  $l_\phi$  фюзеляжа к диаметру  $d_{э. \phi}$  эквивалентного круга, площадь которого равна площади *миделевого сечения*  $S_{м. \phi}$  фюзеляжа:  $\{\{\lambda\}\}_\phi = l/d_{э. \phi}$ ;  $d_{э. \phi} = (4S_{м. \phi}/\{\{\pi\}\})^{1/2}$ . В частном случае осесимметричного фюзеляжа диаметр эквивалентного круга совпадает с диаметром миделевого сечения. **У. фюзеляжа** является одним из геометрических параметров, определяющих его *сопротивление аэродинамическое*. Для фюзеляжей, носовые и хвостовые части которых представляют собой параболоиды вращения, при дозвуковых скоростях оптимальными будут  $\{\{\lambda\}\}_\phi \{\{\approx\}\}$  3—4, при сверхзвуковых скоростях —  $\{\{\lambda\}\}_\phi \{\{\approx\}\}$  14. Для многорежимных самолётов, летающих в дозвуковых и сверхзвуковых диапазонах скоростей, обычно выбирают компромиссное значение **У. фюзеляжа** с учётом возможной продолжительности полёта на обоих режимах. На практике выбор **У. фюзеляжа** часто оказывается продиктованным особенностями применения самолёта.

*Л. Е. Васильев.*

**Уиттл** (Whittle) Фрэнк (р. 1907) — английский конструктор ТРД. В 1926—28 учился в колледже ВВС, где в дипломной работе рассмотрел самолёты с ГТД. В 1929 поступил в Центральную лётную школу, работал инструктором и лётчиком-испытателем гидросамолетов. В 1930 **У.** запатентовал свой проект ТРД, в 1932 направлен на офицерские инженерные курсы, а в 1934 в Кембриджский университет для завершения образования. Для реализации идей **У.** в 1935 была основана частная фирма «Пауэр джетс» (Power Jets), где он стал главным инженером. В 1937 работы **У.** получили поддержку правительства. ТРД W. 1 с центробежным компрессором и тягой 3820 Н впервые испытан в полёте на самолёте E28/39 фирмы «Глостер» 15 мая 1941. Позже с новым ТРД W. 2/500 тягой 7550 Н скорость самолёта возросла с 544 до 724 км/ч. Производство улучшенных ТРД было налажено на ряде других фирм. В 1942 **У.** участвовал в организации производства ТРД своей конструкции в США. В 1943 в Великобритании был построен истребитель Глостер «Метеор» с двумя ТРД конструкции **У.** (первая боевая эскадрилья сформирована в 1944). Фирма «Пауэр джетс» национализирована в 1944 и вошла в состав Национального газотурбинного института. В 1948 **У.** уволился из ВВС в звании бригадного генерала, позже работал техническим советником (в том числе английской авиатранспортной компании «БОАК»), сотрудничал с английскими двигателестроительными фирмами. Отошёл от дел в 1970. Живет в США. Награждён медалью Гуггенхаймов (1946) и золотой авиационной медалью ФАИ (1951).

**Ф. Уиттл.**

**Улан-Удэнское авиационное производственное объединение** — берёт начало от авиаремонтного завода, который начал строиться в районе г. Верхнеудинска (ныне Улан-Удэ) в 1936 и вступил в строй в 1939. В 1943 завод (№ 99) приступил к производству самолётов. В годы Великой Отечественной войны выпускал истребители *Ла-5*, *Ла-7*. В последующий период производил разнообразную авиационную технику, в том числе истребители *Ла-9*, *МиГ-15УТИ*, *Як-25*, *МиГ-27*, вертолёты *Ка-15*, *Ка-18*, *Ка-25*, пассажирский самолёт *Ан-24*. Основная продукция конца 80-х гг. — вертолёт *Ми-8*, штурмовик *Су-25УБ*. Предприятие награждено орденом Трудового Красного Знамени (1971). В 1989 на основе завода образовано ПО.

**Ульянин** Сергей Алексеевич (1871—1921) — русский военный лётчик и воздухоплаватель, авиаконструктор, полковник. Окончил офицерский класс Учебного воздухоплавательного парка (1895), лётную школу Фармана во Франции (1910). Призёр первого праздника воздухоплавания в России (1910). Занимался конструкторской и изобретательской деятельностью в области воздухоплавания (использовал коробчатые воздушные змеи в военном деле для подъёма наблюдателей, фотоаппаратов и средств сигнализации), авиации (сконструировал двухмоторный самолёт оригинальной схемы и удачно летавший разборный самолёт ПТА № 1), аэрофотосъёмки (инициатор практического применения аэрофотосъёмки и аэрофотограмметрии в военном деле) и др. С 1911 руководил авиационным отделом Офицерской воздухоплавательной школы; после её реорганизации в Гатчинскую военную авиационную школу был первым её начальником. В 1916

назначен помощником начальника Управления Военного Воздушного Флота, с 1917 — начальник Управления Военного Воздушного Флота Российской республики. В апреле 1918 командирован за границу для ликвидации дел комиссии по заготовке авиационного и воздухоплавательного имущества и для организации постоянной заграничной авиационной миссии.

*Лит.:* Дузь П. Д., История воздухоплавания и авиации в России, 3 изд., М., 1989; Ульянин Ю. А., Анализ конструкторской деятельности С. А. Ульянина, в сб.: Из истории авиации и космонавтики, вып. 60, М., 1990.

**С. А. Ульянин.**

**Ульяновский авиационный промышленный комплекс (объединение).** Директивы о начале строительства предприятия приняты в 1975, закладка произведена в 1976, ввод в строй — в 1980. В 1985 выпущен первый транспортный самолёт Ан-124 «Руслан». В 1987 начато освоение производства пассажирского самолёта Ту-204. В 1992 предприятие преобразовано в акционерное общество «Авиастар».

**Уншлихт** Иосиф Станиславович (1879—1938) — советский государственный и военный деятель. В Октябрьские дни 1917 член Петроградского ВРК. В 1919 нарком по военным делам Литовско-Белорусской ССР. В 1921—23 заместитель председателя ВЧК (ГПУ), в 1923—25 член РВС СССР, в 1925—30 заместитель председателя РВС СССР и заместитель наркома по военным и морским делам, одновременно с 1927 заместитель председателя Осоавиахима СССР. В 1930—33 заместитель председателя ВСНХ. В 1933—35 начальник Главного управления Гражданского воздушного флота. С 1925 оказывал постоянное содействие работам ЦАГИ по созданию экспериментальной базы, опытного строительства и организации дальних перелётов. Был членом ВЦИК и Президиума ЦИК СССР. Награждён орденом Красного Знамени. Необоснованно репрессирован; реабилитирован посмертно.

И. С. Уншлихт.

**Управление вектором тяги** — отклонение реактивной струи ТРД или струи, образуемой при вращении винта ТВД от направления, соответствующего крейсерскому режиму полёта, для создания дополнительной подъёмной, управляющей или тормозящей силы. **У. в. т.** применяется для сокращения длины разбега и пробега (СКВП, СВВП), а также при маневрировании в полёте. Отклонение реактивной струи при **У. в. т.** осуществляется с помощью отклоняющих устройств (ОУ), которые являются элементами конструкции двигателя или самолёта. В СВВП **У. в. т.** достигается также использованием подъёмных ТРД или вентиляторов, расположенных в фюзеляже или крыле, либо при использовании ТВД поворотом их в вертикальной плоскости.

ОУ двигателей подразделяются на два типа. К первому относятся поворотные сопла (рис. 1, а и б) или решётки (рис. 1, в), выполняющие при крейсерском режиме функции прямого сопла, и плоские сопла с подвижными стенками (рис. 1, з). На рис. сплошными линиями показано положение отклоняющих струю элементов сопла и направление истечения струй на режиме прямой реакции, а штриховыми линиями — на режиме отклонённой тяги. ОУ второго типа имеют створки, перекрывающие тракт сопла или установленные за выходным сечением сопла. В этом случае отклонение реактивной струи осуществляется непосредственно створками. К таким ОУ относится *реверсивное устройство*. ОУ (кроме реверсивных устройств) имеют коэффициент тяги —  $P = P/P_{ид}$  не ниже 0,94—0,96, где  $P$  — тяга, создаваемая ОУ,  $P_{ид}$  — идеальная тяга ОУ при том же расходе газа.

В ОУ самолётов отклонение реактивной струи двигателя осуществляется закрылками: при обдуве струёй закрылка снизу (рис. 2, а) или при обдуве крыла сверху (рис. 2, б); в последнем случае используется эффект прилипания струи к поверхности (см. *Энергетическая механизация крыла*).

*Лит.:* Попов К. Н., Соколов В. Д., Хвостов Н. И., Сопла воздушно-реактивных двигателей с отклоняемым вектором тяги, М., 1979.

Ю. М. Клестов.

**Рис. 1.** Отклоняющие устройства двигателей: *а* и *б* — поворотные сопла; *в* — решётки, *г* — плоские сопла с подвижными стенками.

**Рис. 2.** Отклоняющие устройства самолётов: *а* — обдув закрылков снизу; *б* — обдув крыла сверху; 1 — двигатель; 2 — закрылок.

**Управление воздушным движением (УВД)** в нашей стране — организация, планирование, координирование движения воздушных судов, выполняющих полёты или движущихся по аэродрому в связи с совершением взлётно-посадочных операций. Конечная цель **УВД** — обеспечение безопасности, регулярности и эффективности полётов. Согласно *Воздушному кодексу СССР* **УВД** было возложено на органы Единой системы управления воздушным движением (ЕС **УВД**) и ведомственные органы управления в пределах установленных для них районов и зон. В действующей системе управления ведущая роль принадлежит ЕС **УВД**. Она создана в начале 70-х гг. К этому времени плотность и интенсивность воздушного движения в стране достигли такого уровня, что управление полётами гражданских и военных воздушных судов, которые выполняются практически в одном и том же воздушном пространстве, их согласование и координация с пунктов управления, принадлежащих различным ведомствам, стали затруднительными. Интересы безопасности требовали объединения гражданских и военных органов **УВД**, что и было осуществлено в рамках ЕС **УВД**.

На органы ЕС **УВД** была возложена организация использования воздушного пространства для полётов гражданских и военных воздушных судов и других видов деятельности, связанной с использованием воздушного пространства, включая определение в нём *воздушных трасс, местных воздушных линий* (МВЛ), районов аэродромов и др. элементов структуры воздушного пространства для обеспечения единой технической политики **УВД**, внедрение автоматизированных систем и др. Оперативные органы — центры ЕС **УВД** (главный, зональные, районные), состоящие из гражданских и военных секторов, осуществляют планирование, координирование воздушного движения, а районные, кроме того, — непосредственное управление воздушным движением. При этом гражданские сектора управляют полётами всех воздушных судов по воздушным трассам страны и МВЛ первой категории, а военные сектора — полётами воздушных судов по маршрутам, проложенным вне воздушных трасс и МВЛ.

Ведомственные гражданские и военные органы **УВД** (диспетчерские и командные пункты различного назначения), не входящие в ЕС **УВД**, действуют в тесном взаимодействии с оперативными органами ЕС **УВД**. Они управляют воздушным движением в районах аэродромов (аэроузлов), включая подход и посадку воздушных судов, их взлёт и выход из районов аэродромов (аэроузлов) на воздушные трассы страны, МВЛ или на другие маршруты. К компетенции ведомственных органов **УВД** относится также **УВД** при полётах на МВЛ второй категории, в районах авиационных работ и др.

Процесс оперативного управления включает планирование, координирование и непосредственное **УВД**. Планирование воздушного движения производится с учётом пропускной способности воздушного пространства, аэродромов и возможностей органов **УВД** в обеспечении управления. Различают планирование предварительное — за несколько суток до дня полёта для составления расписаний полётов, потоков движения воздушных судов, графиков использования аэродромов и т. д., суточное — накануне дня полётов и текущее — в процессе выполнения суточного плана полётов для корректировки условий полётов отдельных воздушных судов. Координирование заключается в согласовании полётов воздушных судов с другими видами деятельности в воздушном пространстве, одновременных полётов воздушных судов различных ведомств в соответствующих районах и зонах, включая перераспределение потоков движения воздушных судов по воздушным трассам страны, МВЛ и др.

Непосредственное **УВД** начинается с момента пуска двигателей воздушного судна (начала руления, буксировки) и продолжается до их выключения после заруливания на стоянку. Непосредственное **УВД** включает: 1) информацию экипажей воздушных судов о метеоусловиях и воздушной обстановке в районе полёта, о состоянии аэродромов, работе средств связи и радиотехническом обеспечении полётов и посадки, передачу других данных, необходимых для безопасного выполнения полёта; 2) предотвращение опасных сближений и столкновений воздушных судов в полёте и с препятствиями на аэродроме посредством их эшелонирования (рассредоточения) в движении на безопасные интервалы, установленные правилами **УВД**; 3) принятие своевременных мер по оказанию помощи экипажу воздушного судна, терпящему бедствие или встретившемуся в полёте с особыми случаями, угрожающими его безопасности; 4) извещение органов, осуществляющих поисково-спасательные и аварийно-спасательные работы, о воздушных судах, терпящих или потерпевших бедствие.

Непосредственное **УВД** в зависимости от технической оснащённости осуществляется: при наличии непрерывного радиолокационного контроля за полётами — с соблюдением принципа «вижу, слышу — управляю», а при отсутствии такого контроля — с соблюдением принципа «слышу — управляю». Без радиосвязи полёты не разрешаются. Поддержание воздушными судами постоянной радиосвязи с органами **УВД** является обязательным. При нарушении связи командир воздушного судна и орган **УВД** обязаны принять неотложные меры к её восстановлению. При невозможности восстановления связи они должны действовать в соответствии с установленными для таких случаев правилами, соблюдение которых обеспечивает предупреждение столкновения данного воздушного судна с другими воздушными судами и его посадку на основном или запасном аэродроме. Непосредственное **УВД** всеми воздушными судами в определённом районе, зоне осуществляет только один орган **УВД**. Передача непосредственного **УВД** от одного органа **УВД** другому производится на установленных рубежах, определяемых, как правило, на границах их соответствующих районов и зон.

Обеспечение порядка и безопасности в воздушном движении достигается посредством передачи командирам воздушных судов диспетчерских разрешений и указаний, касающихся курса, высоты (эшелоны) и скорости полёта. Они обязательны для исполнения. В случае явной угрозы безопасности полёта, а также в целях спасения жизни людей, находящихся на борту воздушного судна, его командир может принимать решения, касающиеся продолжения полёта, с отступлением от диспетчерских указаний и разрешений. О предпринятых действиях он обязан немедленно сообщить органу **УВД**, под непосредственным управлением которого находится воздушное судно.

**УВД** как форма обеспечения полётов воздушных судов по своим подходам к решению возлагаемых на него задач существенно отличается от *обслуживания воздушного движения* (ОВД), рекомендованного для этих целей *Международной организацией гражданской авиации* (ИКАО). ОВД осуществляется в виде или полётно-информационного, или консультативного, или диспетчерского обслуживания, каждое из которых может быть самостоятельным видом обслуживания. **УВД**, осуществляемое в нашей стране, является общим для всех воздушных судов видом обслуживания воздушного движения. Оно обеспечивается различными органами управления во всём воздушном пространстве. При этом в процессе управления решаются все задачи, которые определены для ОВД.

**УВД** иностранных воздушных судов в воздушном пространстве страны по воздушным трассам и в районах аэродромов, выделенных для международных полётов, производится в целом по тем же правилам, что и **УВД** национальных воздушных судов. Некоторые особенности, связанные, в частности, с принятием решений на вылет, посадку и пр., отражают желание обеспечить максимально возможное единообразие действующих для иностранных воздушных судов правил **УВД** со стандартами и процедурами, рекомендованными ИКАО. Правила **УВД** для иностранных воздушных судов в воздушном пространстве страны опубликованы в Сборнике аэронавигационной информации.

В районах воздушного пространства над открытым морем, в которых наша страна на основе международных соглашений обеспечивает обслуживание воздушного движения, УВД осуществляется с некоторыми особенностями. УВД российских воздушных судов производится в том же объёме, что и при полётах в воздушном пространстве страны. УВД иностранных воздушных судов осуществляется в порядке, рекомендованном ИКАО. На международных воздушных трассах им предоставляется полётно-информационное и *диспетчерское обслуживание*, а также аварийное оповещение, в остальном воздушном пространстве — полётно-информационное обслуживание и аварийное оповещение.

УВД в воздушном пространстве страны отечественных воздушных судов производится на русском языке, а иностранных воздушных судов — на английском или русском языках, если об этом имеется соответствующее соглашение с государством регистрации воздушного судна.

*Лит.:* Бордунов В. Д., Котов А. И., Малеев Ю. Н., Правовое регулирование международных полетов гражданских воздушных судов, М., 1988; Управление воздушным движением, М., 1988; Автоматизация управления безопасностью полетов, М., 1989.

А. И. Котов.

**Управление летательным аппаратом** — формирование отклонений *органов управления* (ОУ) для требуемого изменения положения ЛА в пространстве или поддержания заданного его положения при действии различных возмущений. Управление траекторией движения центра масс ЛА осуществляется изменением действующих на него сил (при полёте в атмосфере — это аэродинамические силы и тяга двигателя). Управление движением относительно центра масс (управление угловым положением) осуществляется изменением вектора момента относительно центра масс (см. *Аэродинамические силы и моменты*). На большинстве самолётов для создания управляющих сил и моментов применяются аэродинамические ОУ, а на вертолётах — несущие и рулевые винты (см. *Вертолёт*). На некоторых типах самолётов и вертолётов используется *газодинамическое управление* (см. также *Управление вектором тяги*). Иногда (например, на *дельтапланах*) У. л. а. реализуется перемещением центра тяжести.

У. л. а. может осуществляться лётчиком или автоматически. В зависимости от типа управления ЛА можно разделить на пилотируемые, которыми управляет лётчик либо непосредственно, либо через соответствующие системы автоматического управления (САУ), и беспилотные, управляемые полностью либо САУ, расположенными на борту ЛА, либо САУ, использующими внешние команды (например, с самолёта сопровождения), задающие необходимую траекторию.

Пилотирование лётчиком осуществляется на основе исходной информации, которая складывается из визуального наблюдения внешней обстановки, наблюдения за приборами, ощущения лётчиком условий полёта по изменению *перегрузки*, усилий на *рычагах управления* (РУ) и их перемещений. На основе требований к режиму полёта и этой информации лётчиком формируется задача управления. Отклонение ОУ, а также необходимое изменение тяги двигателя или включение тормозных устройств лётчик производит в зависимости от формируемой задачи, опираясь на свой опыт. При ручном или (как его ещё называют) *штурвальном управлении* отклонение лётчиком ОУ может выполняться непосредственно (так называемое обратимое ручное управление), когда лётчик, прикладывая усилия к РУ, уравнивает полностью или частично аэродинамический *шарнирный момент* отклоняемого ОУ. В этом случае перемещение РУ требует от лётчика непрерывной затраты энергии. Другой вид ручного управления — необратимое. Он связан с использованием для отклонения ОУ каких-либо вспомогательных устройств и источников энергии, например гидравлическая или электрическая системы (см. *Бустерное управление*). Гидравлический *рулевой привод*, или бустер, в системе необратимого управления уравнивает полностью шарнирный момент ОУ, а лётчик перемещает только золотник бустера, для чего требуется небольшое усилие (порядка 10—15 Н). Поскольку рулевой привод представляет собой систему с жёсткой обратной связью, то перемещение лётчиком РУ однозначно (и, как правило, линейно) связано с перемещением выходного штока бустера и, следовательно, с отклонением ОУ.

Такое устройство позволяет управлять ЛА на больших скоростях и при его больших размерах. Усилия, создаваемые рулевыми приводами скоростных самолётов, составляют несколько десятков кН. Однако для появления у лётчика необходимых ощущений изменения режима полёта (скорости, перегрузки, угловых скоростей и др.) на РУ должны искусственно имитироваться соответствующие изменения усилий, строго регламентированные в соответствии с опытом лётных испытаний. Применяемые для этого имитаторы усилий, которые обычно называются загрузочными устройствами, имеют различные принципы действия. Они могут быть пневматическими, гидравлическими и механическими. Последний тип получил наибольшее распространение (в виде регулируемой пружины). Загрузочные устройства должны обеспечивать регулирование усилий в зависимости от параметров полёта (см. *Рычагов управления загрузка*).

Для получения удовлетворительных пилотажных характеристик на самолёте с необратимым бустерным управлением приходится также вводить регулирование кинематической связи (изменение *передаточного отношения*) от РУ к ОУ. Это связано с необходимостью реализовать также определённый, установленный опытом лётных испытаний характер перемещения РУ в зависимости от изменения основных параметров полёта. Например, для управления продольным движением перемещение РУ должно быть связано также с изменением скорости полёта (или *Маха числа*), высоты полёта, перегрузкой. Для улучшения пилотажных характеристик самолёта в его систему штурвального (или ручного) управления включаются *системы улучшения устойчивости и управляемости* (СУУ), действующие, как правило, независимо от лётчика на ОУ в процессе возмущённого движения и отклоняющие их функции угловой скорости (для улучшения демпфирования свободных колебаний), *угла атаки* или перегрузки для увеличения устойчивости или сокращения времени переходных процессов при управлении. Сигналы СУУ формируются её вычислителем: входными сигналами в нём являются параметры движения ЛА (угловая скорость, компоненты перегрузки, угол атаки или угол *скольжения*, скорость полёта и т. п.). Выходной сигнал СУУ формируется вычислителем по заданным алгоритмам. Выбор алгоритмов производится на основе анализа динамики движения ЛА в различных условиях и связан с аэродинамическими и инерционными характеристиками ЛА. Вычислитель может быть аналоговым или цифровым. Связи РУ лётчика с исполнительными приводами ОУ (бустерами или др.) могут осуществляться механической или дистанционной электрической системой, гидравлическими каналами и, наконец, при помощи световодов (см. *Гидравлическое оборудование, Проводка управления, Электродистанционная система управления*). При дистанционной системе связи сигналы (электрические или оптические), передаваемые от лётчика, а также от СУУ, могут иметь аналоговую или цифровую форму. Дистанционные системы управления в значительной степени упрощают включение любых дополнительных автоматических устройств, в частности облегчают решение задачи управления при посадке и взлёте, а также при выполнении боевых операций.

На современных самолётах кроме штурвального (ручного) управления от лётчика используется обычно дополнительные САУ, как правило, на ограниченных режимах полёта. Наиболее широко САУ (*автопилот*) применяется для стабилизации длительного установившегося крейсерского режима полёта как по угловым параметрам, так и для стабилизации скорости и высоты полёта. САУ также широко используется для *автоматизации посадки* (по I, II и III категориям), для некоторых простых манёвров, для управления маневрированием в боевых операциях. Включение САУ в контур управления особенно удобно при дистанционной системе управления, хотя и требует принятия дополнительных мер для согласования с ручным управлением (см. *Совмещённое управление*).

Полностью автоматическое управление беспилотных ЛА возможно при наличии соответствующей требуемым условиям точности пилотирования информации о текущем положении ЛА в пространстве (включая и угловое), а также информации о заданном движении ЛА, которая в зависимости от решаемой задачи и назначения ЛА может поступать от датчиков, расположенных на борту, и от внешних датчиков, измеряющих параметры движения ЛА. Траекторное управление беспилотных ЛА различного назначения может быть командным (по командам, поступающим извне), программным (траектория сформирована и задается на борту в виде временных

зависимостей), терминальным, при котором управление осуществляется для достижения конечного результата (при этом можно выполнять ряд ограничений). Кроме траекторного управления, как правило, осуществляются угловая стабилизация и управление угловым положением ЛА. Важнейшими задачами при создании такого управления беспилотными ЛА являются; обеспечение устойчивости движения на всех режимах полета с учётом возможных возмущений, отклонений исходных данных; достижение точности реализации целевого назначения ЛА; обеспечение надёжности управления при заданных отказах в системе управления.

Г. С. Бюшгенс.

**Управление пограничным слоем (УПС)** — воздействие на пограничный слой (ПС) с целью ослабления или предотвращения срыва потока на обтекаемой поверхности, охранения ламинарного течения в ПС и уменьшения теплопередачи при больших сверхзвуковых скоростях потока.

УПС осуществляется изменением формы обтекаемой поверхности, уменьшением разности между скоростями внешнего потока и обтекаемой поверхности (профили с подвижными поверхностями), использованием энергии основного потока для увеличения энергии частиц воздуха в ПС (щелевая механизация крыла, вихрей генераторы), сообщением ускорения частицам ПС (выдув сжатого воздуха вдоль обтекаемой поверхности, так называемый сдув ПС), удалением из пристенного участка ПС заторможенных частиц воздуха (см. Отсос пограничного слоя) и изменением состояния ПС (вдув в пограничный слой газа с другими физическими свойствами, охлаждение поверхности и др.).

Наиболее эффективными являются способы УПС, основанные на использовании энергии, отбираемой от специальных источников мощности (см. Энергетическая механизация крыла). К их числу относятся отсос ПС и его сдув. Применение этих способов позволяет переместить точку отрыва ПС вниз по течению за счёт уменьшения толщины ПС и увеличения его энергии.

В авиации наибольшее практическое применение получила система сдува ПС посредством выдува воздуха, отбираемого от компрессора ВРД, на верхнюю поверхность крыла и отклонённых закрылков (использована, например, на истребителях МиГ-21, Макдоннелл-Дуглас F-4 «Фантом» и др.). Параметром, характеризующим интенсивность выдува и его воздействие на аэродинамические характеристики самолёта, является коэффициент импульса струи выдуваемого воздуха:

$$c_p = \left\{ \left\{ \frac{mV}{q_\infty S_0} \right\} \right\},$$

где  $m$  — массовый секундный расход воздуха,  $V$  — скорость струи на срезе щелевого сопла,  $q_{\{\infty\}}$  — скоростной напор набегающего потока,  $S_0$  — часть площади крыла, соответствующая размаху щелевого сопла. Безотрывное обтекание крыла с отклонёнными на углы  $\{\{\delta\}\}_z = 60—80\{\{\circ\}\}$  закрылками обычно достигается при выдуве струй с коэффициентом импульса  $c_{\{\mu\}} = 0,06—0,12$ . При этом на крыльях с удлинением  $\{\{\lambda\}\} = 7—8$  эффективность нещелевых закрылков может быть увеличена в 2—3 раза и получен коэффициент максимальной подъёмной силы  $c_{y\max} = 5—6$ . Применение систем УПС позволяет уменьшить взлётно-посадочные скорости самолёта и потребную длину ВПП на 25—50%.

УПС используется также для уменьшения аэродинамического сопротивления элементов ЛА за счёт обеспечения их безотрывного обтекания или ламинаризации пограничного слоя. Для уменьшения теплопередачи используется вдув в пограничный слой газа, более лёгкого, чем во внешнем течении.

Лит.: Ружицкий Е. И., Безаэродромная авиация, М., 1959; Мартынов А. К., Прикладная аэродинамика, М., 1972; Шлихтинг Г., Теория пограничного слоя, пер. с нем., М., 1974; Чжен П.,

Управление отрывом потока, пер. с англ., М., 1979; Boundar layer and flow control, ed. by G. V. Lachmann, v. 1—2, N. Y., 1961.

*А. В. Петров.*

**Управляемость летательного аппарата** — способность ЛА изменять режим полёта при отклонении органов или рычагов управления. При практическом использовании понятие **У.** характеризуется рядом показателей, выполнением определённых требований, необходимых с точки зрения осуществимости полёта и его безопасности.

Для ЛА с чисто механической системой управления **У.** количественно оценивается по приращениям основных параметров режимов полёта на значения отклонений аэродинамических органов управления.

К параметрам режимов полёта принято относить нормальную *перегрузку*  $n_y$ , поперечную перегрузку  $n_z$ , и скорость *крена*  $\{\{\omega\}\}_x$ . В качестве органов управления рассматриваются руль высоты или его эквиваленты (стабилизатор, элевоны и т. п.), элероны или их эквиваленты (интерцепторы, флапероны, элевоны и т. п.) и руль направления. **У.** ЛА в этом случае характеризуют производными  $\{\{\partial\}\}n_y/\{\{\partial\}\}\delta_v$ ,  $\{\{\partial\}\}n_z/\{\{\partial\}\}\delta_n$ ,  $\{\{\partial\}\}\omega_x/\{\{\partial\}\}\delta_z$ , (или максимальными значениями скорости крена  $\omega_{x\max}$  при максимальном угле отклонения  $\{\{\delta\}\}_{\max}$  элеронов). Здесь  $\{\{\delta\}\}_v$ ,  $\{\{\delta\}\}_n$  и  $\{\{\delta\}\}_z$  — углы отклонения соответственно рулей высоты и направления и элеронов. Могут использоваться в качестве характеристик **У.** и интегральные показатели, например время достижения заданного угла крена. Этот показатель учитывает запаздывание в развитии скорости крена при отклонении элеронов.

Для пилотируемых ЛА, имеющих в системе управления электрогидравлические приводы и контуры автоматики, **У.** оценивается изменением параметров режима полёта при перемещениях  $X_v$ ,  $X_n$  и  $X_z$  соответственно рычагов управления рулями высоты и направления в элеронами:  $\partial n_y/\partial X_v$ ,  $\partial n_z/\partial X_n$ , и  $\partial\{\{\omega\}\}_x/\partial X_z$ .

Во всех случаях, при чисто механической проводке управления или при наличии приводов и контуров автоматики, важнейшими характеристиками **У.** пилотируемых ЛА являются изменение параметров режимов полёта на изменение усилий  $P$ , прикладываемых к рычагам управления:  $\partial n_y/\partial P_v$ ,  $\partial n_z/\partial P_n$ ,  $\partial\{\{\omega\}\}_x/\partial P_z$  (или  $\{\{\omega\}\}_{x\max}$  при  $P_{\max}$ ).

Характеристики **У.** ЛА наряду с характеристиками динамической *устойчивости* играют первостепенную роль в оценке ЛА лётчиком, в возможности выполнения полётного задания в целом, поддержания того или иного режима полёта и выполнения необходимых манёвров, непосредственно сказываются на степени напряжённости лётчика и его утомляемости, в значительной степени влияют на безопасность полёта.

Излишняя чувствительность самолёта по перегрузкам и угловой скорости  $\{\{\omega\}\}_x$  к отклонениям рычагов управления и прикладываемым к ним усилиям недопустима в силу невозможности человека точно дозировать малые перемещения и усилия рук и ног. Высокая чувствительность самолёта в управлении в сочетании с его определёнными динамическими свойствами может служить причиной неустойчивости замкнутой системы самолёт — лётчик (раскачка самолёта лётчиком). С другой стороны, низкая чувствительность самолёта в управлении также неприемлема для лётчиков, требуя от них больших перемещений рычагов управления или приложения больших усилий в процессе полёта (см. *Чувствительность управления*).

*Г. И. Загайнов.*

**Управляемый стабилизатор** — см. в ст. *Стабилизатор*.

**Упругие колебания летательных аппаратов** — совокупность различной природы вибраций всего ЛА или его частей как упругой деформируемой системы (конструкции), которые могут возникнуть в определённых условиях при эксплуатации ЛА. **У. к.** возникают и поддерживаются внешним по

отношению к упругой системе источником энергии, связанным с самой системой. В зависимости от характера связей выделяют следующие основные виды **У. к.**: вынужденные колебания, автоколебания, параметрические колебания.

**Вынужденные колебания** возникают в системе от источника энергии, подающего периодические воздействия, по величине и характеру не зависящие от самой системы, то есть при односторонней связи. К такого рода **У. к.** можно отнести вибрации ЛА, возникающие при его полёте в турбулентной атмосфере, при его пробеге и разбеге, а также *бафтинг* оперения, акустические колебания и др. Частный случай вынужденных колебаний — свободные колебания, происходящие при одноразовом действии на систему источника энергии, например при попадании ЛА в неповторяющийся вертикальный *порыв ветра*.

**Автоколебания** имеют место при создании упругой системой периодических воздействий, поступлением которых из источника энергии система управляет сама. При этом тем или иным способом обеспечивается обратная связь между системой и источником **У. к.** На ЛА могут возникнуть различные виды автоколебаний — *флаттер*, *шимми*, вибрации при работе САУ и т. д. Как правило, автоколебания — наиболее опасный вид **У. к.**, способный привести к спонтанному разрушению ЛА.

**Параметрические колебания** возникают при периодическом изменении источником энергии параметров упругой системы. Чаще всего этим колебаниям подвержены вертолёты.

Возникновение **У. к.** на самолёте нежелательно, а при определённых видах колебаний недопустимо. В зависимости от вида **У. к.** существуют различные способы их предупреждения. Уменьшения вынужденных колебаний до такой степени, при которой они не представляли бы непосредственной опасности для прочности ЛА и не препятствовали бы нормальному, в течение заданного времени, его функционированию, достигают различными способами, зависящими от характера и природы внешних воздействий. Для предотвращения автоколебаний стремятся создать такую конструкцию ЛА, в которой были бы «оборваны» или резко ослаблены обратные связи.

Вероятный вид **У. к.** определяют по их осциллограммам, на которых виден характер нарастания вынужденных резонансных колебаний (оггибающие — прямые, рис. 1, *а*) и автоколебаний (оггибающие — экспоненты, рис. 1, *б*). Каждый вид **У. к.** классифицируют по основному типу деформаций, которые происходят на всём ЛА или на его отдельных узлах (например, вынужденные поперечные колебания тяги управления, изгибно-крутильный флаттер крыла).

Для изучения **У. к.** и определения способов их устранения применяют экспериментальный и теоретический методы. Эксперименты проводят на физических моделях с учётом законов механического подобия, либо исследуют реальный ЛА в реальных условиях. Теоретические методы основаны на создании математических моделей самой упругой системы (обычно модель с бесконечным числом степеней свободы) и способа передачи воздействия внешней среды на модель.

Математические модели описываются матричным уравнением вида:

$$\{ \{ L[W(P, t)] = F[t, W, \frac{\partial W}{\partial t}, \frac{\partial W}{\partial P}, \dots] \} \}, (1)$$

где  $L$  — дифференциальный оператор, моделирующий упругую систему, её массовые и инерционные характеристики и связи между ними,  $W$  — вектор деформаций,  $P$  — координата точки упругой системы,  $t$  — время,  $F$  — оператор, моделирующий механизм подвода энергии. Для вынужденных колебаний  $F$  зависит только от  $t$ . При малых колебаниях операторы  $L$  и  $F$  — линейны относительно  $W$  и его производных. При исследовании **У. к.** различных ЛА используются различные математические модели. Например, для самолёта с крылом большого удлинения математической моделью служит система скрещённых балок, каждая из которых моделирует крыло, фюзеляж, оперение и т. д. и является носителем упругих и массовых характеристик

соответствующих частей самолёта; крыло малого удлинения моделируют пластиной и т. д. Для полного описания движения упругой системы к уравнению (1) добавляют дополнительные условия: краевые, характеризующие условия её закрепления, и начальные, описывающие её состояние в момент начала движения.

При использовании в качестве модели крыла прямой балки вектор деформации  $\mathbf{W}$  имеет вид:

$$\{\{W = \begin{Bmatrix} f(x,t) \\ \varphi(x,t) \end{Bmatrix}\}\},$$

где  $f(x)$  — прогиб сечения  $x$  балки ( $P = x$ ),  $\{\{\varphi\}\}(x)$  — угол её закручивания. Оператор  $L$  в случае малых колебаний имеет вид:

$$L = [W(x, t)] = \{\{ \begin{Bmatrix} \frac{\partial^2}{\partial x^2} \left( EJ \frac{\partial^2 f}{\partial x^2} \right) + m\sigma \frac{\partial^2 f}{\partial t^2} - m\sigma \frac{\partial^2 \varphi}{\partial t^2} \\ \frac{\partial}{\partial x} \left( GJ_p \frac{\partial^2 \varphi}{\partial t^2} \right) - J_m \frac{\partial^2 \varphi}{\partial t^2} + m\sigma \frac{\partial^2 f}{\partial t^2} \end{Bmatrix} \}\}$$

где  $EJ$  и  $GJ_p$  — соответственно жёсткости балки на изгиб и кручение;  $m, J_m$  — масса и массовый момент инерции единицы длины балки,  $\{\{\sigma\}\}$  — расстояние от центра масс сечения балки до её основания. Для вынужденных колебаний оператор

$$\{\{F = \begin{Bmatrix} f_1(t) \\ f_2(t) \end{Bmatrix}\}\},$$

где  $f_i(t)$  — заданные функции времени.

Для консольно защемлённой в стенку балки в месте её заделки (при  $x = 0$ ) граничные условия имеют вид:

$$\{\{f(0) = \frac{\partial f}{\partial x} \Big|_{x=0} = \varphi(0) = 0\}\},$$

на её свободном конце:

$$\{\{GJ_p \frac{\partial \varphi}{\partial x} = EJ \frac{\partial^2 f}{\partial x^2} = \frac{\partial}{\partial x} \left( EJ \frac{\partial^2 f}{\partial x^2} \right) = 0.\}\}$$

Начальные условия обычно задаются при  $t = 0$ :

$$\{\{f(x) = \psi_1(x),\}\} \{\{ \frac{\partial f}{\partial t} \Big|_{t=0} = \psi_2(x) \}\},$$

$$\{\{\varphi(x) = \psi_3(x)\}\}, \{\{ \frac{\partial \varphi}{\partial t} \Big|_{t=0} = \psi_4(x) \}\},$$

где  $\{\{\psi\}\}_i(x)$  — заданные функции. При  $\{\{\sigma \neq 0\}\}$  балка совершает связанные изгибно-крутильные колебания. Если  $\{\{\sigma\}\} = 0$ , то оператор  $L = [W(x, t)]$  разделяется (балка совершает либо изгибные, либо крутильные колебания).

Если  $F(t) = 0$ , то вследствие начальной деформации наступает автономное движение системы, называемое **свободными колебаниями**. Тогда решение уравнения (1) имеет вид:

$$\mathbf{W}(P, t) = \left\{ \sum \right\} A_k \mathbf{W}_k(P) \cos(\left\{ \omega \right\}_k t + \left\{ \alpha \right\}_k). \quad (2)$$

Каждое слагаемое в выражении (2) представляет собой так называемую стоячую волну и называется  $k$ -м собственным колебанием или  $k$ -м тоном колебаний. При собственном колебании все точки упругой системы движутся синхронно. Матрица  $\mathbf{W}_k(P)$  — форма (точнее собственная форма)  $k$ -го колебания,  $\left\{ \omega \right\}_k$  — его частота. Значения  $\left\{ \omega \right\}_k$  образуют дискретную, бесконечно возрастающую последовательность. На рис. 2 показаны формы первых трёх крутильных ( $\left\{ \varphi \right\}_1, \left\{ \varphi \right\}_2, \left\{ \varphi \right\}_3$ ) и двух тонов изгибных ( $f_1, f_2$ ) колебаний крыла постоянного сечения, закреплённого по бортовой нервюре. Собственная частота и форма колебаний являются внутренними характеристиками упругой системы, определяются только её структурой и не зависят от начальных условий, которые влияют на амплитуду  $A_k$  и фазу колебаний  $\left\{ \alpha \right\}_k$ .

С математической точки зрения частота  $\left\{ \omega \right\}_k$  и форма  $\mathbf{W}_k(P)$  являются  $k$ -ми собственными значениями и функциями некоторой краевой задачи, определяемой выражением  $L = [\mathbf{W}(P_1, t)]$  и условиями закрепления. Существует ряд методов решения задачи. Всякое свободное колебание представляется рядом собственных колебаний. Выражение (2) описывает движение некоторой идеальной упругой системы, в которой не учтены силы внутреннего трения конструкции, то есть движение происходит в среде как бы без сопротивления. В реальной конструкции свободные колебания будут затухающими. Вектор деформаций  $\mathbf{W}$  в этом случае определяется выражением:

$$\mathbf{W} = \left\{ \sum \right\} A_k \left\{ e^{-\delta_k t} \tilde{\mathbf{W}}_k(P) \cos[\tilde{\omega}_k t + \gamma_k(P)] \right\}. \quad (3)$$

Каждое слагаемое в выражении (3) —  $k$ -й тон колебаний — характеризуется декрементом затухания  $\left\{ \delta \right\}_k$  и частотой колебаний  $\left\{ \omega \right\}_k$ . В отличие от идеальной системы колебания отдельных сечений конструкции сдвинуты по фазе на  $\left\{ \gamma \right\}_k(P)$ ; обычно  $\left\{ \tilde{\omega} \right\}_k \approx \left\{ \omega \right\}_k$ .

Если  $F(t) \neq 0$ , то упругая система совершает так называемые вынужденные колебания, являющиеся суммой достаточно быстро затухающих свободных колебаний, описываемых выражением (3), и незатухающих (вынужденных), определяемых видом  $F(t)$ . Особо важным случаем является тот, когда упругая система совершает резонансные колебания:  $F(t) = \mathbf{B} \cos pt$ , где  $\mathbf{B}$  — вектор возмущения. На такое возмущение система отвечает гармоническим же колебанием с той же частотой, но сдвинутым относительно возмущения по фазе. В этом случае имеет место следующая зависимость амплитуды  $A$  какого-либо сечения упругой системы (рис. 3) от частоты  $p$  возмущающего воздействия. Частоты  $\left\{ \omega \right\}_1^*, \left\{ \omega \right\}_2^*, \dots$  и т. д., при которых амплитуда точки  $A$  принимает максимальные значения, называются **резонансными частотами** первого, второго,  $k$ -го тонов колебаний системы, а соответствующие им амплитуды  $A_1, A_2, \dots$  и т. д. — **резонансными амплитудами**. Частоты  $\left\{ \omega \right\}_k^*, \left\{ \omega \right\}_k$  и  $\left\{ \tilde{\omega} \right\}$  — различные физические величины, хотя их значения обычно близки между собой. Деформации при резонансной частоте в десятки и даже в сотни раз превосходят те значения деформаций, которые имели бы место при статическом приложении такой же силы. Поэтому, если упругая система испытывает гармоническое внешнее воздействие с частотой, совпадающей с собственной частотой, возникают весьма интенсивные колебания конструкции, которые могут привести к её разрушению. При резонансных колебаниях деформации сдвинуты по фазе относительно возмущения на  $\left\{ \pi \right\}/2$ .

Совокупность резонансных амплитуд всех точек упругой системы при этом образует так называемую форму  $k$ -го тона резонансных колебаний, весьма близкую к соответствующей форме собственных колебаний системы.

При экспериментальных исследованиях **У. к.** определяют именно резонансные частоты и формы колебаний. Степень близости их к полученным расчётным колебаниям собственной формы и частотам служит критерием правильности выбора математической модели упругой системы.

Принципиальное отличие распределённых реальных упругих систем от идеальных заключается в том, что число резонансных частот конечно. Начиная с некоторого порядкового номера тона, колебания невозможно возбудить. По этой причине все **У. к.** самолёта происходят на низших тонах.

Летающий ЛА является не закреплённой упругой системой, поэтому он может совершать колебания и как твёрдое тело (то есть иметь так называемые нулевые тона). Так как ЛА имеет вертикальную плоскость симметрии, то уравнение (1) распадается на два независимых; одно из них описывает происходящие в вертикальной плоскости симметричные колебания, другое — связанные колебания в горизонтальной и вертикальной плоскостях. При анализе собственных колебаний ЛА их располагают в порядке возрастания собственных частот и именуют первым, вторым...  $k$ -м тонами колебаний. При каждом тоне в той или иной степени деформируется весь ЛА. Каждому тону присваивается название, которое характеризует его «происхождение», то есть определяется, какой вид деформаций и какая часть самолёта играет в его формировании основную роль. Так различают тоны, соответствующие изгибу крыла, кручению крыла, кручению фюзеляжа и т. д. (хотя при этих тонах в той или иной степени деформируется вся конструкция). Совокупность тонов колебаний с указанием их названий образует так называемый **частотный паспорт** ЛА. Составление частотного паспорта — основная и часто определяющая задача при изучении **У. к.**

Решение проблем **У. к.** стимулировало развитие методов математического анализа, аэродинамики, строительной механики ЛА и др. областей науки, потребовало создания специальной измерительной аппаратуры, методов экспериментальных исследований и измерений. Отдельные вопросы стали самостоятельными научными дисциплинами (аэроупругость, усталостные вибрации и др.).

Большой вклад в разработку теории **У. к.**, методов их экспериментального исследования и способов их устранения внесли советские учёные И. В. Ананьев, *Е. П. Гроссман*, *М. В. Келдыш*, *М. В. Марин*, *Л. С. Попов*, *А. Л. Резник*, *А. Ф. Селихов*, *С. П. Стрелков*, *Г. М. Фомин* и др.

*Лит.:* *Келдыш М. В., Гроссман Е. П., Марин Н. И.*, Вибрации на самолёте, М., 1942; *Ананьев И. В., Тимофеев П. Г.*, Колебания упругих систем в авиационных конструкциях и их демпфирование, М., 1965.

*Я. М. Пархомовский.*

**Рис. 1.** Примерные осциллограммы вынужденных колебаний (*а*) и автоколебаний (*б*) самолёта.

**Рис. 2.** Формы тонов колебаний крыла, закреплённого по бортовой нервюре: *а* — крутильных 1—3-го тонов; *б* — изгибных 1—2-го тонов;  $x/l$  — положение точки крыла по его длине;  $l$  — длина полукрыла.

**Рис. 3.** Примерный вид резонансной кривой:  $A$  — амплитуда вынужденных колебаний;  $p$  — частота возмущающего воздействия;  $A_k$  — резонансные амплитуды  $k$ -го тона;  $\{\omega\}_k^*$  —  $k$ -я резонансная частота.

**Уравнение притока теплоты** — то же, что *энергии уравнение*.

**Уравнения движения летательного аппарата.** Обычно при анализе движения ЛА его рассматривают как абсолютно жёсткое тело. В этом случае в **У. д.** можно выделить две группы уравнений: **У. д.** центра масс (ЦМ) и **У. д.** относительно ЦМ. Если пренебречь вращением Земли, **У. д.** ЦМ ЛА можно представить в виде:

$$\left\{ \left\{ m \frac{dV_x}{dt} \right\} \right\} = m \left( \left\{ \left\{ \Omega \right\} \right\}_z V_y - \left\{ \left\{ \Omega \right\} \right\}_y V_z \right) + mg_x + R_x;$$

$$\left\{ \left\{ m \frac{dV_y}{dt} \right\} \right\} = m(\left\{ \left\{ \Omega \right\} \right\}_x V_z - \left\{ \left\{ \Omega \right\} \right\}_z V_x) + mg_y + R_y;$$

$$\left\{ \left\{ m \frac{dV_z}{dt} \right\} \right\} = m(\left\{ \left\{ \Omega \right\} \right\}_y V_x - \left\{ \left\{ \Omega \right\} \right\}_x V_y) + mg_z + R_z,$$

где  $m$  — масса ЛА,  $V_i$  ( $i = x, y, z$ ),  $\left\{ \left\{ \Omega \right\} \right\}_i$ ,  $g_i$ ,  $R_i$  — проекции векторов скорости  $\mathbf{V}$  ЛА и его угловой скорости  $\left\{ \left\{ \Omega \right\} \right\}$  в выбранной системе координат (СК), ускорения свободного падения  $\mathbf{g}$  действующей на ЛА активной силы  $\mathbf{R}$ , включающей аэродинамическую силу  $\mathbf{R}_A$  (см. *Аэродинамические силы и моменты*) и тягу  $\mathbf{P}$  двигательной установки, на оси координат. Выбор СК зависит от решаемой задачи. Часто используется траекторная СК; в этом случае  $\left\{ \left\{ V_{x_k} = V \right\} \right\}$ ,  $\left\{ \left\{ V_{y_k} \right\} \right\} = \left\{ \left\{ V_{z_k} \right\} \right\} = 0$ . Если пренебречь кривизной земной поверхности, что допустимо при скоростях полёта, значительно меньших первой космической, то

$$\left\{ \left\{ \Omega_y = \frac{d\psi_a}{dt} \cos \Theta \right\} \right\}, \left\{ \left\{ \Omega_z = \frac{d\Theta}{dt} \right\} \right\},$$

где  $\left\{ \left\{ \psi \right\} \right\}_a$  — скоростной угол рыскания,  $\left\{ \left\{ \Theta \right\} \right\}$  — угол наклона траектории, и У. д. ЦМ принимают вид:

$$\left\{ \left\{ m \frac{dV}{dt} \right\} \right\} = -mg \sin \left\{ \left\{ \Theta \right\} \right\} - X_a + P \cos(\left\{ \left\{ \alpha \right\} \right\} + \left\{ \left\{ \varphi \right\} \right\}) \cos \left\{ \left\{ \beta \right\} \right\};$$

$$\left\{ \left\{ m \frac{dV}{dt} \right\} \right\} = -mg \cos \left\{ \left\{ \Theta \right\} \right\} + Y_a \cos \left\{ \left\{ \gamma \right\} \right\}_a - Z_a \sin \left\{ \left\{ \gamma \right\} \right\}_a + P[\sin(\left\{ \left\{ \alpha \right\} \right\} + \left\{ \left\{ \varphi \right\} \right\}) \cos \left\{ \left\{ \gamma \right\} \right\}_a + \cos(\left\{ \left\{ \alpha \right\} \right\} + \left\{ \left\{ \varphi \right\} \right\}) \sin \left\{ \left\{ \beta \right\} \right\} \sin \left\{ \left\{ \gamma \right\} \right\}_a];$$

$$-mV \cos \left\{ \left\{ \Theta \right\} \right\} \left\{ \left\{ \frac{d\psi_a}{dt} \right\} \right\} = Y_a \sin \left\{ \left\{ \gamma \right\} \right\}_a + Z_a \cos \left\{ \left\{ \gamma \right\} \right\}_a + P[\sin(\left\{ \left\{ \alpha \right\} \right\} + \left\{ \left\{ \varphi \right\} \right\}) \sin \left\{ \left\{ \gamma \right\} \right\}_a - \cos(\left\{ \left\{ \alpha \right\} \right\} + \left\{ \left\{ \varphi \right\} \right\}) \sin \left\{ \left\{ \beta \right\} \right\} \cos \left\{ \left\{ \gamma \right\} \right\}_a],$$

где  $\left\{ \left\{ \varphi \right\} \right\}$  — угол заклинения тяги (угол между направлением тяги и продольной осью ЛА),  $\left\{ \left\{ \alpha \right\} \right\}$  — угол атаки,  $\left\{ \left\{ \beta \right\} \right\}$  — угол скольжения,  $\left\{ \left\{ \gamma \right\} \right\}_a$  — скоростной угол крена,  $X_a$ ,  $Y_a$ ,  $Z_a$  — аэродинамическое сопротивление, подъёмная и боковая силы. Приведённая система уравнений дополняется кинематическими соотношениями, определяющими положение ЦМ ЛА, которые в рассматриваемом случае имеют вид:

$$\left\{ \left\{ \frac{dX}{dt} \right\} \right\} = V \cos \left\{ \left\{ \Theta \right\} \right\} \cos \left\{ \left\{ \psi \right\} \right\}_a;$$

$$\left\{ \left\{ \frac{dH}{dt} \right\} \right\} = V \sin \left\{ \left\{ \Theta \right\} \right\}; \left\{ \left\{ \frac{dZ}{dt} \right\} \right\} = -V \cos \left\{ \left\{ \Theta \right\} \right\} \sin \left\{ \left\{ \psi \right\} \right\}_a$$

(здесь  $H$  — высота полёта,  $X$  и  $Z$  — продольная и боковая дальности).

Вторая группа У. д. имеет наиболее простой вид в связанной СК, оси которой направлены по главным осям инерции ЛА:

$$I_x \left\{ \left\{ \frac{d\omega_x}{dt} \right\} \right\} = (I_y - I_z) \left\{ \left\{ \omega \right\} \right\}_y \left\{ \left\{ \omega \right\} \right\}_z + M_x;$$

$$I_y \left\{ \left\{ \frac{d\omega_y}{dt} \right\} \right\} = (I_z - I_x) \left\{ \left\{ \omega \right\} \right\}_z \left\{ \left\{ \omega \right\} \right\}_x + M_y;$$

$$I_z \left\{ \left\{ \frac{d\omega_z}{dt} \right\} \right\} = (I_x - I_y) \left\{ \left\{ \omega \right\} \right\}_x \left\{ \left\{ \omega \right\} \right\}_y + M_z;$$

где  $\{\omega\}_{x,y,z}$  — соответственно скорости крена, рыскания и тангажа,  $M_{x,y,z}$  — проекции вектора полного момента  $\mathbf{M}$  действующих на ЛА сил (аэродинамические и тяги) на соответствующие оси СК,  $I_{x,y,z}$  — главные моменты инерции ЛА. Эта система уравнений дополняется кинематическими соотношениями, определяющими изменения углов тангажа, рыскания и крена (соответственно  $\{\vartheta\}$ ,  $\{\psi\}$  и  $\{\gamma\}$ ):

$$\left\{ \frac{d\vartheta}{dt} \right\} = \{\omega\}_y \sin\{\gamma\} + \{\omega\}_z \cos\{\gamma\};$$

$$\left\{ \frac{d\psi}{dt} = \frac{\omega_y \cos \gamma - \omega_z \sin \gamma}{\cos \vartheta} \right\}$$

$$\left\{ \frac{d\gamma}{dt} \right\} = \{\omega\}_x - (\{\omega\}_y \cos\{\gamma\} - \{\omega\}_z \sin\{\gamma\}) \operatorname{tg};$$

При отсутствии ветровых возмущений углы  $\{\alpha\}$ ,  $\{\beta\}$  и  $\{\gamma\}_a$  определяются с помощью равенств:

$$\sin\{\beta\} = [\sin\{\vartheta\} \sin\{\gamma\} \cos(\{\psi\}_a - \{\psi\}) - \cos\{\gamma\} \sin(\{\psi\}_a - \{\psi\})] \cos\{\Theta\} - \cos\{\vartheta\} \sin\{\gamma\} \sin\{\Theta\};$$

$$\sin\{\alpha\} = [\sin\{\vartheta\} \cos\{\gamma\} \cos(\{\psi\}_a - \{\psi\}) + \sin(\{\psi\}_a - \{\psi\})] \cos\{\Theta\} - \cos\{\vartheta\} \cos\{\gamma\} \sin\{\Theta\} \cos^{-1}\{\beta\};$$

$$\sin\{\gamma\}_a = \{[\sin\{\vartheta\} \cos\{\alpha\} - \cos\{\vartheta\} \sin\{\alpha\} \cos\{\gamma\}] \sin\{\beta\} + \cos\{\vartheta\} \sin\{\gamma\} \cos\{\beta\} \cos^{-1}\{\Theta\}$$

(подразумевается, что углы  $\{\gamma\}$  и  $\{\gamma\}_a$  отсчитываются от одного и того же направления). Приведённые уравнения при необходимости дополняются уравнениями, определяющими изменения массы и моменты инерции ЛА вследствие выгорания топлива.

Входящие в уравнения аэродинамические силы и моменты, тяга двигательной установки являются функциями высоты и скорости полёта, угловых скоростей, углов атаки и скольжения и др. параметров. Задавшись конкретными выражениями для этих функций, можно замкнуть систему У. д. и проинтегрировать её. См. также *Боковое движение*, *Продольное движение*.

Лит.: Бюшген Г С. Студнев Р. В., Аэродинамика самолета. Динамика продольного и бокового движения, М., 1979.

В. А. Ярошевский.

**Уравнения существования ЛА**, **уравнения компоновки ЛА**, — система уравнений и неравенств относительно проектных переменных, являющаяся математической формой условий физической реализуемости проекта. Эти условия определяют отношения между располагаемыми и потребными значениями геометрических и массовых характеристик ЛА и его элементов (компонентов), а также область имеющих физический смысл значений проектных переменных или совместности значений группы переменных.

Иногда У. с. называют одно из уравнений системы — уравнение весового баланса:

$$\left\{ \left\{ \sum_{i=1}^n \bar{m}_i = 1 \right\} \right\},$$

где  $\{\{\bar{m}\}\}_i = m_i/m_0$  — относительная масса  $i$ -го компонента ЛА;  $m_0$  — взлётная масса.

**Урмин** Евгений Васильевич (1900—1981) — советский конструктор авиационных двигателей. Участник Гражданской войны (военный комиссар в Кронштадте). Окончил Военно-воздушную

академию РККА имени профессора Н. Е. Жуковского (1928; ныне ВВИА). В 1930—40 работал в ЦИАМ, в 1940—46 главный конструктор на авиамоторных заводах в Запорожье (там им разработан М-89, М-90) и Москве (здесь созданы модификации ПД М-11 повышенной мощности). В последующий период снова в ЦИАМ и на преподавательской работе. Награждён орденами Ленина, Красного Знамени, 2 орденами Красной Звезды, медалями. Портрет см. на стр. 610.

Е. В. Урмин.

**Ускоритель стартовый** — вспомогательный двигатель, предназначенный для кратковременного повышения во время взлёта *тяговооружённости* самолёта.

У. используются в основном на военных самолётах. В качестве У. обычно применяют сбрасываемые по окончании работы твердотопливные ракетные двигатели. Особенности таких У. — небольшая (около 10 с) продолжительность работы и малый удельный вес (высокое отношение тяги У. к его весу). У. обеспечивают существенное улучшение взлётных характеристик самолётов, особенно при эксплуатации на малопрочных грунтах. В связи с улучшением аэродинамических характеристик самолётов при взлёте (в частности, после появления крыла изменяемой в полёте стреловидности), а также повышением их тяговооружённости путём увеличения мощности собственных двигателей применение У. сокращается.

**Взлёт самолёта-истребителя со стартовыми ускорителями.**

**Усложнение условий полёта** — особая ситуация, характеризующаяся, незначительным увеличением психофизиологической нагрузки на экипаж либо незначительным ухудшением характеристик устойчивости и управляемости или лётных характеристик. У. у. п. не приводит к необходимости немедленного или не предусмотренного заранее изменения плана полёта и не препятствует его благополучному завершению.

**Усталостные испытания авиационных конструкций** — разновидность *ресурсных испытаний*, в процессе которых производится циклическое нагружение авиационной конструкции заданной программой, моделирующей по условиям усталости внешние переменные нагрузки в реальных условиях эксплуатации. Программа нагружения может включать либо блок нагрузок, моделирующий нагрузки наиболее нагруженного типового или осреднённого полёта, либо блок нагрузок, моделирующий нагрузки нескольких характерных полётов с различной нагруженностью, которые чередуются случайным образом. В процессе У. и. по данным *тензометрии*, измерений нагрузок и напряжений устанавливают эквивалентность нагружения конструкции в стендовых условиях по отношению к условиям эксплуатации.

При выявлении усталостных повреждений элементов конструкций проводят исследование причин появления повреждений, разрабатываются рекомендации по доработке или усилению повреждённого элемента. В случае обнаружения усталостной трещины наблюдают длительность её развития до критического или ремонтпригодного размера. После достижения трещиной предельного размера осуществляют её стопорение либо проводят восстановительный ремонт. В процессе испытаний исследуют напряжённое состояние конструкции при воспроизведении программного нагружения путём расчёта методом конечных элементов, тензометрирования и сравнительного анализа.

В результате У. и. получают данные по долговечности критических зон конструкции, длительности развития усталостных трещин; разрабатывают рекомендации по доведению долговечности конструкции до требуемого уровня и рекомендации по дефектоскопическому контролю и техническому обслуживанию конструкции при эксплуатации. Эти данные необходимы для назначения ресурса конструкции по условиям усталости.

К. С. Щербаков.

**Усталость** авиационных конструкций — постепенное накопление повреждений в элементах конструкций ЛА под действием переменных (повторяющихся) напряжений, приводящее к образованию и развитию в них трещин и к последующему разрушению конструкций. Для У. авиационных конструкций характерны те же закономерности, что и для конструкций других машин: локальность повреждения (особенно при наличии концентраций напряжений); постепенность развития процесса в нескольких различных стадиях (например, образование микро-, а затем макротрещины, рост трещин); преобладающая роль напряжений растяжения и размаха (амплитуды). Типичные условия, определяющие развитие У. в авиационной конструкции: высокая напряжённость элементов конструкции при нормальной эксплуатации; большое число потенциально опасных в отношении У. мест в различных элементах (болтовых и заклёпочных отверстиях, в местах перехода от одной толщины к другой, вырезах, подсечках и т. п.); широкий диапазон циклических нагрузок (различных по знаку, амплитуде, частоте и т. п.), действующих одновременно, в регулярной или случайной последовательности. Такие условия не позволяют без чрезмерного увеличения массы авиационных конструкций обеспечить их беспредельную долговечность; она всегда ограничена, но в необходимое число раз превышает требуемый *ресурс*.

При проектировании авиационных конструкций и исследований У. их элементов практический интерес представляет связь условий нагруженности конструкций с долговечностью (в частности, кривые в координатах  $\{\{\sigma\}\} — N$ , где  $\{\{\sigma\}\}$  — напряжение,  $N$  — число циклов или полётов) и только в редких случаях — пределы выносливости (рис. 1). Сопротивление У. авиационной конструкции зависит от химического состава и структурного состояния материалов и формы деталей (элементов) конструкции; от технологии изготовления элементов, влияющей на уровень наведённых внутренних напряжений; от состояния поверхности, размеров зазоров, натягов, и т. п.; от напряжённого состояния элементов конструкции; от характера циклического нагружения, который определяется условиями работы конструкции при эксплуатации и её компоновкой (в частности, асимметрией и частотой циклических нагрузок, одновременностью и чередованием их действия). Кроме того, в связи с многоэлементностью авиационных конструкций их сопротивление У. зависит от технологии сборки и характеризуется рассеянием долговечности отдельных элементов, а также сложностью законов развития трещин в составных конструкциях. На основе изучения этих вопросов разрабатываются методики натурных *ресурсных испытаний* авиационных конструкций, а также методы расчёта их долговечности. Для этого используются следующие результаты исследований: рассеяния полученных при испытании характеристик; влияния на долговечность напряжённого состояния; закономерностей накопления усталостных повреждений при различных последовательностях циклического нагружения. Последняя задача обусловлена сложным характером (нестационарностью) циклического нагружения, представляющего собой сочетание регулярных нагрузок (так называемых нагрузок функционирования), направление которых известно, а их уровень подвержен случайным колебаниям от полёта к полёту, и собственно случайных нагрузок, являющихся результатом воздействия беспокойного воздуха или неровностей поверхности аэродрома либо случайной последовательности манёвренных нагрузок. Трудность решения задачи о накоплении усталостного повреждения объясняется невозможностью (до образования трещины) измерить исчерпание долговечности какими-либо физическими методами и сложностью влияния на сопротивление У. разных циклических напряжений. Обычно долговечность конструкции оценивается числом полётов (при испытаниях также числом циклов или блоков циклов) до образования таких трещин, которые могут быть обнаружены современными методами *дефектоскопии*.

Для оценки роста усталостной трещины служит мера трещины (длина трещины или площадь её поверхности). При исследовании этой стадии У. используют также информацию, полученную при анализе поверхности излома (рис. 2), на которой отражаются в виде характерных структурных признаков особенности развития разрушения.

На У. авиационных конструкций оказывает влияние и внешняя среда, в том числе такие факторы, как температура (особенно высокие температуры при длительных полётах со сверхзвуковой скоростью) и коррозионная активность воздушной среды. Наиболее значительно на росте трещин

сказывается влажность воздуха, так как в этом случае коррозионному воздействию влаги подвергается поверхность металла, не имеющая какого-либо защитного покрытия.

Основой предупреждения усталостных разрушений авиационных конструкций является комплекс мер, включающих выбор материала, тщательную проработку всех деталей конструкции, выбор рациональной технологии и обеспечение надёжности конструкции. Эти меры опираются на точный расчёт долговечности и результаты испытаний авиационных конструкций на У. Для повышения сопротивления У. особенно эффективны использование сплавов высокой чистоты, оптимизация их структуры, применение длинномерных полуфабрикатов, совершенствование методов и технологии сварки. Подетальный расчёт долговечности конструкции ЛА обеспечивается автоматизацией расчётов, унификаций и стандартизацией типовых деталей. Требуемые показатели качества поверхности, уровней внутренних напряжений и натягов, пределы неблагоприятных монтажных и термических напряжений гарантируются технологией изготовления деталей и их сборки. Из-за многообразия факторов, определяющих У. авиационных конструкций, основой для оценки конструктивно-технологических мер предупреждения У. и проверки расчётных методов является эксперимент, включающий испытания образцов материала, фрагментов конструкций, а также натурных экземпляров ЛА. В лабораторных условиях применение ЭВМ и следящего электрогидравлического привода позволяет достаточно полно воспроизводить реальное нагружение авиационных конструкций, распределение нагрузок и последовательность их действия. Используемая в натурных испытаниях полётная схема программы нагружения в зависимости от задач эксперимента и условий эксплуатации исследуемой конструкции включает различные последовательности полётов ЛА различных типов, а также близкое к реальному сложное чередование нагрузок. Такая же схема, но с более подробным воспроизведением всего спектра нагрузок и условий их чередования, служит основой для испытаний элементов конструкций на всех стадиях: при отработке конструкции, разработке технологии, апробации новых методик расчёта. Для типовых элементов конструкции ЛА разработаны стандартизованные программы квазислучайного нагружения.

Первые исследования У. авиационных конструкций проводились ещё в 20-е гг. Начиная с 30-х гг. ведутся систематические работы по изучению У. элементов и агрегатов ЛА, связанных с силовой установкой (источником механической вибрации). В 40—60-е гг. было развёрнуто изучение У. основной силовой конструкции ЛА. В этих исследованиях основная роль принадлежит советский учёному Н. И. Марину и немецкому учёному Е. Гасснеру, которые показали, что не только вибрации, но и регулярно (в каждом полёте) действующие нагрузки функционирования и нагрузки при полёте в беспокойном воздухе могут вызвать усталостное разрушение конструкций составных частей самолёта (крыла, фюзеляжа и т. д.). Марин развил представление об У. авиационных конструкций при действии повторно-статических нагрузок (см. *Повторяемость нагрузок*), к которым относятся нагрузки функционирования и низкочастотные нагрузки от действия беспокойного воздуха и неровностей поверхности аэродрома. Эти представления использованы при создании методики натурных *повторно-статических испытаний* авиационных конструкций, которые стали обязательными в СССР с начала 50-х гг. Такие испытания за рубежом были введены в 1954 после катастроф английских пассажирских самолётов Де Хэвилленд «Комета», вызванных У. элементов фюзеляжа. Гасснер разработал методы преобразования всей совокупности циклических нагрузок в программу нагружения для усталостных испытаний и создал основные методики программных испытаний для натурных авиационных конструкций. Повторно-статические испытания легли в основу определения ресурса и доводки конструкции по условиям У. Однако практически проектирование силовой конструкции самолётов проводилось только по критериям статической прочности, и по результатам ресурсных испытаний осуществлялась доработка конструкции до требуемого ресурса. В 60—70-е гг. для прочностных расчётов стали использовать ЭВМ. В те же годы применение новых высокопрочных материалов в конструкции ЛА позволило улучшить весовую эффективность ЛА, то есть увеличить предел напряжённости конструкций. Вследствие этого обеспечение требуемого ресурса только доработкой конструкции оказалось невозможным. Начиная с 70-х гг. работы по обеспечению ресурса

проводились не на стадии доводки готовой конструкции, а на стадии проектирования. В СССР разработана система обеспечения ресурса при проектировании, включающая расчёты ожидаемой повторяемости нагрузок, долговечности элементов конструкций, обработку натуральных элементов (панелей, стыков и т. п.) по результатам испытаний (при повторно-статическом и акустическом нагружении, см. *Акустическая усталость*). Характерной чертой исследований У. авиационных конструкций является также разработка и внедрение при проектировании методов обеспечения безопасного повреждения конструкций. В этой связи ещё в 60—70-е гг. были развёрнуты исследования роста трещин и прочности повреждённых трещиной материалов в натуральных конструкциях и в их элементах.

*Лит.:* Марин Н. И., Статическая выносливость элементов авиационных конструкций, М., 1968; Хейвуд Р. Б., Проектирование с учетом усталости, пер. с англ., М., 1969; Брок Д., Основы механики разрушения, пер. с англ., М., 1980; Кишкина С. И., Сопротивление разрушению алюминиевых сплавов, М., 1981.

В. Г. Лейбов, А. З. Воробьёв, В. В. Сулименков.

**Рис. 1.** Кривые усталости:  $\{\{\sigma\}\}$  — циклическое напряжение;  $N$  — циклическая долговечность (циклы, полёты);  $\{\{\sigma\}\}_R$  — предел выносливости; 1 — деталь из стали; 2 — деталь из алюминиевого сплава.

**Рис. 2.** Поверхность усталостного излома лонжерона крыла;  $a$  — микрокартина;  $b$  — микрофотография; 1 — очаг разрушения; 2 — усталостные бороздки (рост трещины за один цикл); 3 — рост трещины за один полёт.

**Установившееся течение** — то же, что *стационарное течение*.

**Устинович** Владимир Адольфович (р. 1910) — советский воздухоплаватель, мастер спорта СССР. Летать на дирижаблях начал будучи студентом МАИ и Дирижаблестроительного института (окончил его в 1935). Летал на дирижаблях «Комсомольская правда», В-1, В-2, В-6, В-7, В-10, В-12, «Победа», «Патриот», «Малыш». В 1934 бортиженер дирижабля В-6. С 1937 командир дирижабля В-7. В 1938—40 командир-инструктор Учебно-опытной эскадры дирижаблей ГВФ. Во время Великой Отечественной войны командир дирижаблей В-12 и «Победа». В 1945 в районе Севастополя совершал полёты на дирижабле «Победа» с целью обнаружения затонувших судов и мин. В 1948—69 проводил испытания воздушно-десантной техники. Награждён орденом Отечественной войны 1-й степени, 2 орденами Красной Звезды, медалями.

В. А. Устинович.

**Устойчивость летательного аппарата** — способность ЛА восстанавливать режим полёта, от которого он отклонился после воздействия возмущения. Исторически требования к У. ЛА подразделялись на требования к статической и динамической устойчивости.

Понятие *статической устойчивости* ЛА эквивалентно понятию аperiодической устойчивости решения дифференциальных уравнений, описывающих в том или ином приближении движения ЛА. Термин «статическая» связан с тем, что качественная оценка У. производится на основе рассмотрения статического равновесия действующих на ЛА моментов и сил. Наглядной иллюстрацией понятия статической (аperiодической) У. являются три состояния равновесия шара на выпуклой, плоской и вогнутой поверхностях (рис. 1). В случае  $a$  шар статически (аperiодически) неустойчив, в случае  $b$  имеет нейтральную статическую У., в случае  $в$  — статически (аperiодически) устойчив.

Наличие статической У. ЛА, которая обеспечивает начальную тенденцию движения ЛА к исходному положению равновесия после действия возмущения, во многих случаях гарантирует общую, в том числе и динамическую У. движения ЛА. Отсутствие статической У. по той или иной

фазовой координате свидетельствует о неблагоприятных характеристиках  $У$ . *возмущённого движения* и требует применения автоматических средств *стабилизации летательного аппарата*.

Беспилотные ЛА, оснащённые автоматическими системами управления и стабилизации, очень часто бывают статически неустойчивыми. Начиная с 70-х гг. пилотируемые ЛА, в первую очередь из соображений улучшения лётно-технических характеристик (за счёт уменьшения аэродинамического сопротивления) и повышения манёвренности, создаются статически неустойчивыми, в связи с чем оснащаются системами дистанционного управления с контурами стабилизации по соответствующим фазовым координатам.

В отечественной практике и литературе используются следующие понятия статической  $У$ .

**Устойчивость по углу атаки.** Этот термин наиболее точно соответствует ситуации, когда модель ЛА, находящаяся в аэродинамической трубе, имеет возможность вращения вокруг центра масс (ЦМ). Модель устойчива по углу атаки  $\{\{\alpha\}\}$  в потоке воздуха, если производная аэродинамического коэффициента  $m_z$  момента тангажа по углу атаки  $\partial m_z / \partial \{\{\alpha\}\}$  меньше нуля:

$$\{\{\frac{\partial m_z}{\partial \alpha} = \frac{\partial m_z}{\partial c_y} \cdot \frac{\partial c_y}{\partial \alpha} = (\bar{x}_T - \bar{x}_F) c_y^\alpha\}\} < 0$$

так как  $\partial m_z / \partial c_y = \{\{\bar{x}_T - \bar{x}_F\}\} > 0$

( $\{\{\bar{x}_T\}\}$ ,  $\{\{\bar{x}_F\}\}$  — приведённые координаты, в долях САХ, ЦМ и *фокуса аэродинамического*; см. также *Аэродинамические коэффициенты*), что выполняется, если аэродинамический фокус по углу атаки расположен позади ЦМ (оси вращения модели) — рис. 2.

**Устойчивость по перегрузке.** Этот термин, в отличие от предыдущего, предполагает возможность перемещения ЦМ ЛА по высоте. Вертикальное перемещение с ускорением (*перегрузкой*) в сочетании с поступательным движением приводит к криволинейному движению, в котором на ЛА действует дополнительный момент, пропорциональный  $\{\{\Delta\}\} m_z = \{\{m_z^{\omega_z}\}\} \{\{\Delta \omega\}\}_z$ , что увеличивает общую тенденцию ЛА к восстановлению исходного режима полёта. Указанный дополнительный эффект, в сравнении с устойчивостью по углу атаки, виден из формулы для *степени устойчивости* по перегрузке:

$$\{\{\sigma_n = \frac{dm_z(c_y, \omega_z)}{dc_y} \Big|_{V=const} = \frac{\partial m_z}{\partial \omega_z} \cdot \frac{\partial \bar{\omega}_z}{\partial c_y} \Big|_{V=const} = m_z^{c_y} + m_z^{\omega_z} / \mu\}\},$$

где  $\{\{\mu = \frac{G/S}{\rho g b_A}\}\}$  — приведённый вес ЛА ( $G$  — вес ЛА,  $S$  — площадь крыла,  $\{\{\rho\}\}$  — плотность воздуха,  $g$  — ускорение свободного падения  $b_A$  — САХ);  $V$  — скорость ЛА;  $\{\{\omega\}\}$  — приведенная скорость *тангажа* (см. *Вращательные производные*).

**Статическая (моментная) устойчивость ЛА по скорости.** Этот термин описывает тенденцию ЛА к восстановлению исходной скорости полёта при наличии возмущений по скорости. Определяющим фактором в этой тенденции является изменение моментов, действующих на ЛА при изменении скорости, что описывается вторым слагаемым в выражении для степени  $У$ . самолёта по скорости:

$$\{\{\sigma_V = \frac{dm_z(c_y, M)}{dc_y} \Big|_{n_y=1} = \frac{\partial m_z}{\partial c_y} + \frac{\partial m_z}{\partial M} \Big|_{c_y=const} \cdot \frac{\partial M}{\partial c_y} \Big|_{n_y=1} = m_z^{c_y} - \frac{M}{2c_y} \cdot \frac{\partial m_z}{\partial M} \Big|_{c_y=const}\}\},$$

где  $M$  — *Маха число*. Указанные понятия статической  $У$ . ЛА сформулированы при условии неизменности положения управляющих аэродинамических поверхностей, то есть при невмешательстве лётчика в управление.

**Статическая (силовая) устойчивость ЛА по скорости.** Этот термин предполагает определённое вмешательство лётчика или автомата в управление ЛА с целью поддержания горизонтального полёта и описывает тенденцию ЛА к сохранению исходной скорости полёта, исходя из баланса изменений тяги  $P$  и аэродинамического сопротивления  $X_{г.п}$  по скорости в горизонтальном полёте, а условие статической У. ЛА имеет вид:

$$\left\{ \left\{ \frac{\partial P}{\partial V} - \frac{\partial X_{г.п}}{\partial V} \right\} \right\} < 0.$$

**Путевая статическая устойчивость** является аналогом продольной статической У. по углу атаки ( $m_z^{\{\alpha\}}$ ):  $\left\{ \left\{ \frac{\partial}{\partial \beta} \right\} m_y / \left\{ \frac{\partial}{\partial \beta} \right\} \right\} < 0$ , где  $\{\beta\}$  — угол скольжения (рис. 3).

**Поперечная статическая устойчивость** — название частной производной безразмерного момента крена по углу скольжения  $\left\{ \left\{ \frac{\partial}{\partial \beta} \right\} m_x / \left\{ \frac{\partial}{\partial \beta} \right\} \right\} < 0$ . Этот термин имеет более опосредствованное отношение к аperiodической У. ЛА по углу скольжения ( $m_x^{\{\beta\}}$  влияет на частоту боковых колебаний) и определяет *спиральную устойчивость* по крену.

При рассмотрении **динамической У.** движения ЛА анализируется линеаризованная система *уравнений движения*, которая разделяется на системы уравнений *продольного движения* и *бокового движения* (в некоторых случаях линеаризация уравнений производится относительно исходного пространственного движения). Для осесимметричных ЛА уравнения движения могут записываться в полярной системе координат, и обычно используется иная процедура анализа возмущённого движения с выделением движений по пространственному углу атаки и по углу крена.

Динамическая У. возмущённого движения оценивается по корням соответствующего *характеристического уравнения*: действительная часть корней должна быть меньше нуля. По отношению к действительным корням характеристического уравнения употребляется термин **апериодической У.** или неустойчивости движения (рис. 4, а); комплексно-сопряжённым корням соответствуют колебательные переходные процессы, и поэтому используется термин **колебательная У.** или неустойчивость движения (рис. 4, б).

Граница апериодической У. возмущённого движения определяется из условий равенства нулю свободного члена  $a_0$  характеристического уравнения

$$a_n p^n + a_{n-1} p^{n-1} + \dots + a_0 = 0.$$

Применительно к ЛА «самолётной» схемы, где возмущённое движение ЛА описывается отдельными системами уравнений продольного и бокового движений, условия апериодической У. тесно связаны с условиями статической У. Так, для апериодической У. движения ЛА по углу атаки на коротких интервалах времени (в рамках так называемого коротко-периодического движения, когда скорость не успевает существенно измениться) необходимо, чтобы ЛА был статически устойчив по перегрузке ( $\{\{\sigma\}\}_n < 0$ ). При выполнении этого условия ЛА во многих случаях имеют колебательные переходные процессы по углу атаки, и частота этих колебаний связана с  $\{\{\sigma\}\}_n$ :  $\{\{\omega \infty \sigma\}\}_n^{1/2}$ .

Коротко-периодическое движение практически всегда колебательно устойчиво:

$$\left\{ \left\{ \operatorname{Re} \lambda_{к.п} \sim -c_y^a + \frac{m_z^{\omega_z} + m_z^a}{i_z} \right\} \right\},$$

где  $\{\{\lambda\}\}_{к.п}$  — корень характеристического уравнения, соответствующий коротко-периодическому движению;  $i_z$  — безразмерный момент инерции относительно оси z.

В длинно-периодичной форме движения ЛА, связанной с изменением скорости и высоты полёта, на дозвуковых и сверхзвуковых скоростях, как правило, ЛА периодически устойчивы, поскольку

на этих режимах полёта ЛА статически устойчив по скорости ( $\{\{\sigma\}\}_r < 0$ ), и эта  $\mathbf{Y}$  близка к  $\mathbf{Y}$  по перегрузке. В этом случае угол атаки практически не меняется.

Длинно-периодичное движение может быть колебательно-неустойчивым, что обусловлено характером изменения тяги двигателей и аэродинамического сопротивления при  $\{\{\alpha\}\} = \text{const}$  в случае изменения скорости; в наибольшей степени это проявляется для ЛА с ТРД, что связано с резким увеличением тяги при уменьшении скорости.

На режимах полёта с трансзвуковыми скоростями ЛА обычно имеют аperiodическую неустойчивость, она может быть настолько значительной, что воспринимается как неустойчивость по перегрузке (углу атаки), хотя в действительности это обусловлено большой степенью статической неустойчивости по скорости, вызванной смещением назад аэродинамического фокуса при незначительном возрастании числа  $M$  и соответствующим ростом статической  $\mathbf{Y}$  по перегрузке.

В боковом возмущённом движении аperiodическая  $\mathbf{Y}$  в быстро-периодичных движениях по углам скольжения и крена обеспечивается при наличии путевой статической  $\mathbf{Y}$ .  $m_y^{\{\beta\}} < 0$ . На ряде ЛА с вытянутым эллипсоидом инерции ( $I_y/I_x \gg 1$ ;  $I_x, I_y$  — моменты инерции ЛА относительно осей  $y$  и  $x$ ) значительный вклад в аperiodическую  $\mathbf{Y}$  вносит поперечная статическая  $\mathbf{Y}$ .  $m_x^{\{\beta\}} < 0$ . С двумя этими коэффициентами связана частота боковых колебаний совместно по углам скольжения и крена:

$$\left\{ \left\{ -\frac{qSl}{I_y} m_y^{\beta} \leq \omega \right\} \right\}_0 \left\{ \left\{ \leq -\frac{qSl}{I_y} \left( m_y^{\beta} \cos \alpha + \frac{I_y}{I_x} m_x^{\beta} \sin \alpha \right) \right\} \right\},$$

где  $q$  — скоростной напор;  $l$  — размах крыла. Аperiodическая  $\mathbf{Y}$  по крену в спиральной форме движения ЛА связана с поперечной статической  $\mathbf{Y}$  и рядом других аэродинамических характеристик неравенством:

$$m_x^{\{\beta\}}/m_y^{\{\beta\}} > \left\{ \left\{ m_x^{\bar{\omega}_y} / m_y^{\bar{\omega}_y} \right\} \right\}.$$

На больших углах атаки в связи с резким уменьшением демпфирования крена ( $\{\{m_x^{\bar{\omega}_x} \simeq\}\} 0$ ) возможно появление ещё одного вида аperiodической неустойчивости ЛА при вращении по крену с самопроизвольным увеличением скорости крена. В большинстве случаев боковое движение колебательно устойчиво, однако на больших углах атаки колебательная неустойчивость бокового движения — одна из причин сваливания.

В нормах по  $\mathbf{Y}$  ЛА 80—90-х гг. практически отсутствуют требования к значениям статической  $\mathbf{Y}$ , хотя примерно до начала 80-х гг. существовали количественные требования к запасу  $\mathbf{Y}$  самолёта, например по перегрузке  $\{\{\sigma\}\}_n$ . Однако и сейчас специалисты широко оперируют величинами  $\{\{\sigma\}\}_n$ ,  $m_y^{\{\beta\}}$ ,  $m_x^{\{\beta\}}$  и т. п., составляя по ним качественные суждения о приемлемости характеристик ЛА.

Нормируемыми величинами принято считать такие показатели, как частота колебаний, степень затухания колебаний, значение перерегулирования в переходном процессе (см. *Заброс по перегрузке*), время срабатывания или удвоения амплитуды, то есть показатели, описывающие динамические характеристики ЛА. При нормировании используются не только параметры переходных процессов, но и взаимное соотношение нулей и полюсов передаточных функций ЛА, а также частотные характеристики ЛА. Количественные показатели динамических характеристик нормируются в зависимости от назначения ЛА, этапа полёта, а также от состояния ЛА и его систем (наличие отказов). См. также *Боковая устойчивость. Продольная устойчивость*.

Г. И. Загайнов.

Рис. 1.

**Рис. 2.** Возникновение момента  $\{\{\Delta\}\}M_z, (\{\{\Delta\}\}\alpha)$ , обеспечивающего устойчивость по углу атаки.

**Рис. 3.**

**Рис. 4.** Аperiodически устойчивое и неустойчивое движения (а); колебательно устойчивое и неустойчивое движения (б); синие кривые — движение устойчиво, красные — неустойчиво.

**Устойчивость гидродинамическая** — способность *поля течения* восстанавливать своё состояние после воздействия возмущений. Для длительного существования какого-либо течения необходимо, чтобы случайно возникающие в нём возмущения затухали. Если же возмущения, даже вначале малые, нарастают, то рассматриваемое течение неустойчиво и неизбежно разрушится, породив другое течение. Изучение законов развития возмущений и определение условий, при которых они затухают, составляют содержание теории **У. г.** — большого раздела аэро- и гидродинамики. Эта теория охватывает широкий круг научных проблем с многими важными техническими приложениями. К ним относятся задачи об устойчивости *вихревых течений* и *струйных течений*, зональных ветров в атмосфере, течений электропроводящих жидкостей и плазмы, конвекционных и др. течений. С неустойчивостью *ламинарных течений* тесно связан *переход ламинарного течения в турбулентное*.

В общей постановке задача об **У. г.** какого-либо течения требует исследования решения нелинейной системы уравнений с частными производными, что сделать чрезвычайно трудно. Поэтому обычно применяется метод *возмущений теории*, позволяющий линеаризовать уравнения (см. *Линеаризованная теория течений*). Наиболее полно этот метод исследования **У. г.** разработан для стационарных двумерных *плоскопараллельных течений*, например *вязкой жидкости течения* в канале постоянной ширины; таким же течением приближённо считается и *ламинарный пограничный слой*, толщина которого изменяется сравнительно медленно, а нормальная к стенке составляющая скорости мала.

Для плоскопараллельного течения *несжимаемой жидкости* на основе *неразрывности уравнения* вводится *функция тока*  $\{\{\psi\}\}$ , удовлетворяющая уравнению

$$\left\{ \left\{ \frac{\partial \Delta \psi}{\partial t} - \frac{\partial \psi}{\partial x} \frac{\partial \Delta \psi}{\partial y} + \frac{\partial \psi}{\partial y} \frac{\partial \Delta \psi}{\partial x} = \frac{1}{Re} \Delta \Delta \psi \right\} \right\}.$$

Здесь  $\{\{\Delta\}\} = \{\{\partial\}\}^2 / \{\{\partial\}\}_x^2 + \{\{\partial\}\}^2 / \{\{\partial\}\}_y^2$  — характерное *Рейнольдса число*,  $t$  — безразмерное время; остальные величины обезразмерены с помощью характерных для течения значений длины и скорости. В методе малых возмущений  $\{\{\psi\}\}$  представляется в виде  $\{\{\psi\}\}(x, y, t) = \{\{\psi\}\}(y) + \{\{\psi\}\}^*(x, y, t)$ , где  $\{\{\psi\}\}$  — частное решение приведённого уравнения, соответствующее функции тока основного течения в направлении оси  $Ox$ , а  $\{\{\psi\}\}^*$  — малое возмущение. Подстановка этого выражения в уравнение приводит после отбрасывания членов второго порядка малости к линеаризованному уравнению для  $\{\{\psi\}\}^*$ , коэффициенты которого зависят только от  $y$ . Следовательно, оно допускает решение вида  $\{\{\psi\}\}^*(x, y, t) = f(y) \exp[i\{\{\alpha\}\}(x - ct)]$ , амплитуда  $f$  которого удовлетворяет обыкновенному линейному дифференциальному уравнению четвёртого порядка:  $(V - c)(f'''' - \{\{\alpha\}\}^2 f) - Vf = -(i/\{\{\alpha\}\} Re)(f'''' - 2\{\{\alpha\}\}^2 f'' + \{\{\alpha\}\}^4 f)$ , где  $V(y)$  — скорость основного течения,  $\{\{\alpha\}\}$  — волновое число, а штрих означает дифференцирование по  $y$ . Это однородное уравнение, играющее важную роль в линейной теории **У. г.**, называется **уравнением Орра — Зоммерфельда**, впервые получившими его в 1907—08. Краевые условия для возмущений требуют обращения в нуль обеих составляющих скорости на стенках, в случае неограниченного потока — на бесконечности. Таким образом, возникает задача о собственных значениях с вековым уравнением вида  $F(\{\{\alpha\}\}, Re, c) = 0$ . Для каждой пары действительных величин  $\{\{\alpha\}\}$  и  $Re$  существует, вообще говоря, комплексное собственное значение  $c = c_r + ic_i$ , при котором уравнение для  $f$  с однородными краевыми условиями имеет нетривиальное решение. Его мнимая часть определяет нарастание ( $c_i > 0$ ) или затухание ( $c_i < 0$ ) со временем амплитуды  $f$  волны возмущения  $\{\{\psi\}\}^*$ , распространяющейся в направлении основного течения с фазовой скоростью  $c_r$ . Такие волны в теории **У. г.** часто называются волнами Толмина — Шлихтинга. Кривая  $c_i = 0$ ,

соответствующая нейтральным колебаниям и отделяющая в плоскости ( $\{\alpha\}$ ,  $Re$ ) область устойчивости от области неустойчивости (см. рис.), называется **нейтральной кривой**. На ней всегда имеется точка с наименьшим (критическим) числом Рейнольдса  $Re_{кр}$ , которое может служить общим критерием устойчивости рассматриваемого течения. При  $Re < Re_{кр}$  благодаря вязкой диссипации все малые возмущения затухают, а при  $Re > Re_{кр}$  в потоке могут существовать нарастающие возмущения со значениями  $\{\alpha\}$ , находящимися в интервале между его значениями на верхней и нижней ветвях нейтральной кривой. Форма нейтральной кривой и  $Re_{кр}$  сильно зависят от профиля скорости основного течения. Если у него нет точек перегиба, где  $V'' = 0$ , то при  $Re \rightarrow \infty$  обе ветви нейтральной кривой асимптотически приближаются к оси абсцисс (кривая *a* на рис.). Если же у профиля скорости есть точки перегиба, то верхняя ветвь имеет асимптотой прямую  $\{\alpha\} = \{\alpha\}_s \neq 0$  (кривая *b* на рис.); в этом случае заметно уменьшается  $Re_{кр}$  и при сколь угодно большом  $Re$  существует конечный интервал значений  $\{\alpha\}$ , в котором малые возмущения неустойчивы. В двумерном *пограничном слое* профили скорости с точкой перегиба возникают в области с положительным градиентом давления, где внешний поток замедляется. Такие факторы, как отрицательный градиент давления или *отсос пограничного слоя*, которые делают профиль скорости более наполненным, повышают  $Re_{кр}$  и замедляют нарастание неустойчивых возмущений. При наличии других благоприятных условий, к которым прежде всего следует отнести малую шероховатость стенки, это способствует *ламинаризации пограничного слоя*.

В развитие теории **У. г.** внесли вклад многие выдающиеся учёные. *Г. Гельмгольц* (1868) показал, что в *идеальной жидкости* поверхность *тангенциального разрыва* скорости неустойчива. Наблюдая в трубах колебания окрашенных струек воды, *О. Рейнольдс* (1883) предположил, что разрушение ламинарного течения происходит вследствие его неустойчивости; этим он положил начало рассмотрению **У. г.** как проблемы возникновения *турбулентности*. Первые исследования **У. г.** велись главным образом без учёта влияния вязкости на возмущения, которое считалось стабилизирующим; в них использовалось так называемое невязкое уравнение второго порядка, получающееся из уравнения для  $f$ , если пренебречь его правой частью. Здесь фундаментальных результатов добился *Дж. У. Рэлей* (1880, 1887, 1913); он показал, что для существования нарастающих возмущений необходимо наличие у профиля скорости точки перегиба. Впоследствии *В. Толмин* (1935) доказал и достаточность этого критерия невязкой неустойчивости, физическую интерпретацию которой на основе механизма перераспределения вихрей дал *Линь Цзя-цзяо* (1944). Рэлей также показал, что фазовая скорость нейтральных колебаний меньше максимальной скорости основного течения. Поэтому при  $c_i = 0$  в потоке имеется критический слой  $y = y_c$ , в котором  $V = c_i$ . Для невязкого уравнения точка  $y = y_c$  является особой, при подходе к ней продольная составляющая возмущения скорости неограниченно возрастает, если в ней  $V'' = 0$ . Чтобы устранить эту особенность, отсутствующую в полном уравнении, нужно учитывать вязкость в критическом слое; её нужно учитывать и вблизи стенок, чтобы удовлетворить всем краевым условиям. Исследования **У. г.** с учётом вязкости были предприняты *В. Орром* и *А. Зоммерфельдом*, которые попытались определить  $Re_{кр}$  течения с линейным профилем скорости, *Т. Лоренц* (1907) применил для этой цели **энергетический метод**. Соображения относительно обмена энергией между основным течением и возмущением использовались ещё Рейнольдсом (1895); они в дальнейшем во многом способствовали выяснению физического механизма неустойчивости. Однако сам энергетический метод, в котором рассматриваются возмущения, удовлетворяющие лишь уравнению неразрывности, не даёт приемлемых количественных результатов; обстоятельной критике он был подвергнут *Г. И. Петровым* (1938). Исследуя устойчивость ламинарного пограничного слоя, *Л. Прандтль* обнаружил (1921—22), что аппроксимированный ломаной линией выпуклый профиль скорости становится неустойчивым при любом  $Re$ , если вблизи стенки учесть вязкость. Объяснение этому Прандтль нашел в том, что силы трения порождают в возмущённом потоке напряжения сдвига, которые могут переносить энергию основного течения к возмущению, вызывая вязкую неустойчивость. *В. Гейзенберг* получил (1924) асимптотические решения уравнения для  $f$  при больших  $Re$  и исследовал их поведение; он указал на возможность вязкой неустойчивости плоского течения Пуазёйля с параболическим профилем скорости, но не вычислил  $Re_{кр}$ . Гейзенберг и Толмин (1929) выявили важную роль кривизны

профиля скорости и вязкости в критическом слое, учёт которых позволил Толмину впервые построить нейтральную кривую для пограничного слоя на плоской пластинке и вычислить, используя в качестве характерной длины толщину вытеснения,  $Re_{кр} = 420$ . Г. Шлихтинг рассчитал (1933—35) семейство кривых с постоянными значениями коэффициента нарастания  $c_i$  и распределение амплитуды возмущения по сечению пограничного слоя. Используя преобразование поворота осей, Г. Сквайр показал (1933), что при определении  $Re_{кр}$  плоских течений несжимаемой жидкости можно ограничиться рассмотрением двумерных возмущений  $\{\{\psi\}\}^*$ , так как они теряют устойчивость при меньших  $Re$ , чем более общие трёхмерные возмущения. Г. И. Петров применил (1940) для исследования У. г. метод Б. Г. Галёркина, который оказался очень полезным в дальнейшем при проведении расчётов на ЭВМ (метод Галёркина — Петрова). Впервые экспериментально синусоидальные колебания в ламинарном пограничном слое наблюдались (1947) Г. Шубауэром и Г. Скрэмстедом после того, как в аэродинамической трубе, где велись опыты, начальная турбулентность была снижена до 0,02—0,03% средней скорости потока; их результаты подтвердили основные выводы линейной теории. Линь Цзя-цзя завершил (1944—45) разработку основ асимптотической теории, справедливой для больших  $Re$ , и строго доказал наличие вязкой неустойчивости у плоского течения Пуазёйля, используя свой аналитический метод расчёта нейтральной кривой; он рассчитал также эту кривую для пограничного слоя на плоской пластинке, которая лучше прежних совпала с опытными данными, и получил приближённые формулы для оценки  $Re_{кр}$ .

На пограничный слой в сжимаемой жидкости асимптотическую теорию обобщили (1946) Л. Лиз и Линь Цзя-цзя. Рассматривая только двумерные возмущения с дозвуковой фазовой скоростью относительно внешнего потока, они получили общие критерии невязкой неустойчивости, обусловленной поведением величины  $(\{\{\rho\}\}V)'$ , где  $\{\{\rho\}\}(y)$  — плотность среды. Лиз установил (1947), что охлаждение стенки оказывает на ламинарное течение стабилизирующее влияние, особенно сильное при сверхзвуковых скоростях. Д. Данн и Линь Цзя-цзя нашли (1955), что для сжимаемой жидкости теорема Сквайра о трёхмерных возмущениях несправедлива, хотя и в этом случае аналогичные преобразования могут быть полезны. Исследования Лиза и Е. Решотко показали (1962), что в сверхзвуковом пограничном слое с ростом *Маха числа*  $M$  внешнего потока амплитуда флуктуаций давления и обмен энергией между возмущением и основным течением в критическом слое заметно уменьшаются, а подвод энергии к возмущению вблизи стенки и вязкая диссипация увеличиваются. В диапазоне  $2,5 \leq M \leq 4,5$  происходит перестройка нейтральной кривой, у которой образуется вторая петля. Это подтверждается данными опытов Дж. Лауфера и Т. Вребаловича (1960) для  $M = 2,2$  и А. Деметриадиса (1958) для  $M = 5,8$ , а также результатами численных расчётов Л. Мэка (1965), показавшего, что перестройка нейтральной кривой связана с появлением следующей моды нейтрального колебания, число которых увеличивается при дальнейшем возрастании числа  $M$ .

Особый вид неустойчивости трёхмерных возмущений связан с дестабилизирующим влиянием центробежных сил, на которое указал ещё Рэлей (1917). Классическим примером служит здесь течение между двумя соосно вращающимися цилиндрами, У. г. которого теоретически и экспериментально была изучена Г. Тейлором (1923). Как показал Г. Гёртлер (1940—41), подобная неустойчивость с появлением продольных вихрей возникает и в пограничном слое на вогнутой стенке, что было подтверждено опытами Г. Липмана (1943—45).

Основополагающее исследование по нелинейной теории У. г. стационарных плоских течений было выполнено Л. Д. Ландау (1944). Отправляясь от решения линейной задачи при  $Re$ , близких к  $Re_{кр}$ , он получил уравнение для квадрата модуля амплитуды и указал на возможность ограничения экспоненциального роста возмущений, что может привести к появлению нового периодического во времени течения с конечной амплитудой и своим  $Re_{кр}$ , после превышения которого оно также станет неустойчивым. Ландау предположил, что турбулентность возникает в результате последовательной смены таких течений, приобретающих всё более сложную и, наконец, хаотичную форму. Д. Мексин и Дж. Стюарт (1951) показали, что вследствие искажения плоского течения Пуазёйля конечными возмущениями  $Re_{кр}$  может уменьшаться. Стюарт (1960—62) и

Дж. Уотсон (1960) предприняли попытки использовать методы, основанные на разложениях функции тока в ряды Фурье, и после упрощений также получили уравнение Ландау с неизвестной постоянной, определить которую не удалось из-за больших вычислительных трудностей. В. В. Струминский применил (1963—65) для изучения нелинейных непериодических процессов видоизменённый метод Ж. А. Пуанкаре, представив функцию тока и независимую переменную  $t$  в виде рядов по степеням малого параметра; он показал, что при  $t \rightarrow \infty$  решение нелинейного уравнения стремится к стационарному решению, обосновав основной вывод Ландау.

С середины 1950-х гг. в теории У. г. все большее распространение получают численные методы: Л. Томас (1953) впервые рассчитал на ЭВМ характеристики устойчивости течения Пуазёйля; В. Браун (1959) исследовал устойчивость поперечных течений в пограничном слое на вращающемся диске и стреловидном крыле, а Л. Мэк (1960—60) и Браун (1961—65) — устойчивость ламинарного пограничного слоя в сжимаемой жидкости. Использование численных методов и ЭВМ существенно расширило возможности исследования У. г.; оно позволило во многих важных случаях установить связь между характеристиками устойчивости ламинарных течений и наблюдаемыми в экспериментах числами Re перехода.

Лит.: Ландау Л. Д., Лифшиц Е. М., Механика сплошных сред, 2 изд., М., 1954; Линь Цзя-цзяо, Теория гидродинамической устойчивости, пер. с англ., М., 1958; Бетчов Р., Криминале В., Вопросы гидродинамической устойчивости, пер. с англ., М., 1971; Шлихтинг Г., Теория пограничного слоя, пер. с нем., ч. 3, М., 1974.

М. А. Алексеев.

### Нейтральные кривые.

**Устойчивость конструкций летательных аппаратов** — способность конструкций ЛА сохранять заданную форму равновесия, отвечая на малые приращения статической нагрузки малыми приращениями деформаций. Различают несколько форм потери устойчивости тонкостенных подкрепляющих конструкций ЛА. Местная форма потери У. к. наблюдается в тонкостенных плоских элементах при действии сжимающих и сдвигающих усилий. Критические напряжения, при которых конструкция или отдельный элемент конструкции теряет устойчивость, определяются по формуле:

$$\{\sigma\}_{кр} = K[\{\pi\}^2 E \{\eta\} / 12(1 - \{\mu\}^2)](\{\delta\} / b)^2,$$

где  $b$  и  $\{\delta\}$  — характерные ширина и толщина элемента конструкции,  $K$  — коэффициент устойчивости, зависящий от вида нагружения и граничных условий закрепления. При достижении местной потери У. к. появляются волнообразные выпучины и впадины, но конструкция, как правило, продолжает воспринимать увеличивающуюся нагрузку вплоть до достижения общей потери У. к., когда образовавшиеся волны проходят через подкрепляющие элементы конструкции. Критические напряжения общей потери У. к., например при сжатии стержней и широких продольно-подкреплённых панелей, определяются по формуле:  $\{\sigma\}_{кр} = c \{\pi\}^2 E \{\eta\} J / F l^2$ , где  $J$  — наименьший момент инерции,  $F$  — площадь поперечного сечения,  $l$  — длина,  $c$  — коэффициент защемления нагруженных кромок. Для тонкостенных стержней и панелей, подкреплённых профилями открытого поперечного сечения, при недостаточной ширине свободных полок профиля может иметь место более общая изгибно-крутильная форма потери У. к., при которой профиль не только изгибается, но и закручивается относительно оси сопряжения стенки профиля с обшивкой панели. Гладкие оболочечные конструкции при сжатии теряют общую устойчивость либо по осесимметричной форме с образованием кольцевых выпучин и впадин, либо по неосесимметричной форме с образованием ромбовидных волн. В общем случае критические напряжения определяются по формуле:  $\{\sigma\}_{кр} = K E \{\eta\} (\{\delta\} / R)$ , где  $K$  — коэффициент, зависящий от вида нагружения, относительной длины оболочки радиусом  $R$  и толщиной  $\{\delta\}$  и граничных условий закрепления торцов оболочки. Характерной формой потери устойчивости при сжатии трёхслойных оболочек и панелей (например, сотовых) является сдвиговая форма, при

которой после достижения критического усилия происходит местный сдвиг заполнителя с образованием поперечной к направлению усилия складки.

Существуют различные подходы к решению задач **У.к.** Точный метод решения предусматривает решение соответствующей системы дифференциальных уравнений с учётом граничных условий (задачи устойчивости длинных пластин с произвольными граничными условиями на продольных кромках). Различные варианты энергетических методов решения задач **У.к.** основаны на сравнении энергии деформации конструкции с работой внешних сил. Точность решений этими методами зависит от вида и числа членов ряда, используемых для аппроксимации формы прогиба конструкции. При определении критических усилий динамическими методами учитывают частоту собственных колебаний нагруженной конструкции, которая стремится к нулю, когда усилия стремятся к критическим. На практике используют различные модификации конечно-разностных методов решения задач **У.к.** Для решения задач **У.к.** разработаны также методы конечных элементов.

Значительные трудности при решении задач **У.к.** представляет точный учёт пластичности материала конструкции. При практических расчётах критических напряжений в формулы вводят множитель при модуле упругости  $E$  — коэффициент пластичности  $\{\{\eta\}\}$ , зависящий от значений касательного и секущего модулей в точке критического напряжения на диаграмме деформирования материала.

*В. М. Андриенко.*

**Усыскин** Илья Давидович (1910—1934) — советский воздухоплаватель. Окончил Ленинградский политехнический институт (1931). Работал научным сотрудником в Ленинградском физико-техническом институте. Участник полёта (совместно с *А. Б. Васенко* и *П. Ф. Федосеенко*) 30 января 1934 на стратостате «Осоавиахим-1», достигшем высоты 22 км. При спуске оболочка стратостата разрушилась, экипаж погиб. Награждён орденом Ленина (посмертно). Урна с прахом в Кремлёвской стене.

*Лит.: Абрамов А., У Кремлевской стены, 5 изд., М., 1983.*

**И. Д. Усыскин.**

**Ут** — обозначение учебно-тренировочных самолётов конструкции *А. С. Яковлева*. Широкое применение нашли двухместный самолёт первоначального обучения УТ-2 и одноместный учебно-тренировочный (спортивно-пилотажный) УТ-1. См. *Як.*

**«Утва»** (UTVA) — авиастроительное предприятие Югославии. В 80-х гг. выпускало учебно-тренировочные самолёты UTVA-75 (первый полёт в 1976) и «Ласта» (1985) с ПД.

**УТИ** — принятое обозначение отечественных учебно-тренировочных истребителей. Они являлись как правило, двухместными модификациями боевых машин и оснащены вооружением. Первоначально им присваивались порядковые номера, например УТИ-1 (был создан в 1934 на базе истребителя *И-5*), УТИ-4 (*И-16*) и др., а начиная с 40-х гг. использовались обозначения, принятые для модифицированных образцов (*Ла-5УТИ*, *МиГ-15УТИ* и т. п.).

**«Утка»** — схема самолёта, при которой горизонтальное оперение расположено впереди крыла (см. *Аэродинамическая схема, Дестабилизатор*).

**Уткин** Виктор Васильевич (1912—1981) — советский учёный в области авиации, профессор (1979), доктор технических наук (1962), Герой Социалистического Труда (1971). Окончил Дирижаблестроительный институт (1939). Работал в ЦАГИ (с 1939), ЛИИ (с момента его организации в 1941, в 1966—81 директор), МФТИ (с 1978 — заведующий кафедрой). Проводил и возглавлял работы, связанные с доводкой и испытаниями серийных и опытных самолётов, аэродинамическими исследованиями и аварийным покиданием самолётов на больших скоростях

полёта. Государственная премия СССР (1949, 1952). Награждён 2 орденами Ленина, орденами Трудового Красного Знамени, «Знак Почёта», медалями.

**В. В. Уткин.**

**Уточкин** Сергей Исаевич (1876—1915/1916) — один из первых русских лётчиков, воздухоплаватель, известный вело-, мото- и автогонщик. С 1907 летал на воздушном шаре, затем освоил планёр. В 1909 построил самолёт-моноплан, но довести его не удалось; получались только подлёты. Летать научился самостоятельно. 15 (28) марта 1910 в Одессе (через неделю после *М. Н. Ефимова*) совершил свой первый полёт на самолёте. Экзамен на звание пилота-авиатора сдал 31 марта (13 апреля) 1910 в Одесском аэроклубе. Построил биплан, на котором летал с декабря 1910. В 1910—11 совершал демонстрационные полёты во многих городах России и за рубежом. Публичные полёты **У.** способствовали популяризации достижений авиации.

*Лит.:* Ляховецкий М. Б., Рудник В. А., В небе — Уточкин!, Одесса, 1985.

**С. И. Уточкин.**

**Уфимский авиационный институт (УАИ) имени Серго Орджоникидзе** — высшее учебное заведение; готовит инженеров для авиационной, машиностроительной и приборостроительной отраслей промышленности. Основан в 1932 в Рыбинске Ярославской области. В 1941 перебазирован в Уфу. С 1942 указанное название. С институтом связана деятельность таких учёных и конструкторов, как *В. Я. Климов*, *Н. Д. Кузнецов*, *П. А. Соловьёв*, *С. А. Гаврилов*, *А. А. Саркисов*. В составе института (1990): факультеты — авиационных двигателей, авиационного приборостроения, информатики и робототехники, 1-й и 2-й авиационно-технологические, инженерно-экономический; 3 вечерних факультета; подготовительное отделение; факультет повышения квалификации инженерно-технических работников авиационной промышленности; 43 кафедры; научно-исследовательская часть, в которой 2 проблемные и 10 отраслевых лабораторий, 3 конструкторско-технологических бюро, опытный завод. В 1989/90 учебном году в институте обучалось около 10 тыс. студентов, работало 750 преподавателей, в том числе 45 профессоров и докторов наук, 510 доцентов и кандидатов наук. Издаются научные труды (с 1932). Институт награждён орденом Ленина (1982).

**Уфимское моторостроительное производственное объединение** — ведёт отсчёт от 1925 — года основания Рыбинского авиадвигательного завода № 26, который в ноябре 1941 был эвакуирован в Уфу и объединился там с основанным в 1931 заводом, строившим комбайновые двигатели. До эвакуации завод выпускал ПД М-17, М-100, М-103, М-105. В годы Великой Отечественной войны Уфимский завод № 26 изготовил 97 тыс. ПД М-105 (ВК-105) и ВК-107. После войны освоил производство реактивных двигателей. Выпускал ТРД РД-10, РД-45Ф, ВК-1А, РД-9Б, Р11Ф-300, Р13-300, Р25-300, Р95Ш, Р29Б-300. В разные годы в КБ завода работали *В. Я. Климов*, *С. П. Изотов*, *Н. Д. Кузнецов*, *С. А. Гаврилов*. Предприятие награждено 2 орденами Ленина (1936, 1971), орденом Красного Знамени (1945). В 1978 на основе завода образовано ПО.

**Уфимцев** Анатолий Георгиевич (1880—1936) — русский советский изобретатель. Строил планеры, на которых совершал кратковременные полёты. В 1902 выдвинул идею создания двухтактного бензинового двигателя для ЛА. В 1908 **У.** построил два двигателя: шестицилиндровый мощностью 30—45 кВт и двухцилиндровый мощностью 10—13 кВт. С двигателем малой мощности **У.** в 1909 построил модель своего ЛА — малый «сфероплан» с крылом в виде части сферической поверхности большого радиуса, которую он выбрал из соображений минимальной массы конструкции, и трёхколёсным шасси. Площадь крыла 9 м<sup>2</sup>, масса ЛА 75 кг. Весной 1910 был готов большой «сфероплан» с площадью крыла 36 м<sup>2</sup>, на котором **У.** делал пробежки и рулёжки, осваивая самолёт (рис. в табл. IV). Лётных испытаний самолёт не прошёл (его разбила буря). Из-за отсутствия средств **У.** вынужден был прекратить свои опыты в области авиации и заняться нефтяными двигателями малой мощности для применения в сельском хозяйстве. В 1912 на Международной воздухоплавательной выставке в Москве **У.** за его биротативный двигатель была

присуждена большая серебряная медаль. Позднее **У.** вместе с *В. П. Ветчинкиным* занимался ветроэнергетическими установками.

**А. Г. Уфимцев.**

**Уход на второй круг** — манёвр перевода самолёта из установившегося снижения при заходе на посадку в набор высоты (до установленной высоты для полёта по «коробочке») с целью совершения повторного захода на посадку и осуществления посадки; необходим при неточном выводе самолёта к ВПП, ошибках в выдерживании режима полёта, помехах на ВПП, ухудшении метеоусловий и др. Производится на малой высоте (обычно до выравнивания). **У. на в. к.** с одним неработающим двигателем (для многодвигательных самолётов) является расчётным случаем для выбора его *энерговооружённости (тяговооружённости)*, поскольку представляет собой взлёт при посадочной конфигурации.

**Ухтомский вертолётный завод имени Н. И. Камова** — берёт начало от опытного завода винтовых аппаратов № 290, образованного в 1940 на базе аэродромных сооружений на подмосковной станции Ухтомская Казанской ж. д. и возглавлявшегося *Н. И. Камовым*. Здесь велись работы по автожирам, но в октябре 1941 завод был эвакуирован в г. Билимбай Свердловской области и там в 1943 расформирован. КБ Камова было воссоздано в 1948 в Москве (ОКБ-2), с 1951 продолжило свою деятельность в Тушине (ОКБ-4) и выполняло в этот период работы по созданию вертолётов Ка-10 и Ка-15. В 1954 предприятие перебазировали на старую территорию на станции Ухтомская, где разработки и опытное строительство вертолётов семейства Ка были продолжены. Указанное название — с 1967, имя Камова присвоено в 1974. Предприятие награждено орденом Трудового Красного Знамени (1982). О вертолётах, созданных на предприятии под руководством Камова и его преемника *С. В. Михеева*, см. в ст. *Ка*.

**Учебно-боевой самолёт** — специально разработанный самолёт, который может быть использован как для подготовки лётного состава, так и для выполнения боевых задач. Тренировочный и боевой варианты могут выпускаться отдельно, отличаясь в основном составом вооружения. **У.-б. с.** в 60—80-х гг. занимали видное место в продукции авиационной промышленности многих зарубежных стран, благодаря сравнительно невысокой стоимости широко экспортировались в менее развитые страны. Вооружение **У.-б. с.** включает пушки, бомбы, неуправляемые и управляемые ракеты. При боевом применении используются главным образом в качестве лёгких штурмовиков. Типичные представители зарубежных **У.-б. с.** — самолёты Бритиш аэроспейс «Хоук», Дассо-Бреге — Дорнье «Альфа джет».

**Учебные заведения в области авиастроения.** Начало высшему авиационному образованию в нашей стране положил *Н. Е. Жуковский*, организовавший в 1920 в *Московском высшем техническом училище* (МВТУ) аэродинамическую специализацию. Учебный план включал гидродинамику, экспериментальную аэродинамику, расчёт воздушных винтов, аэродинамический расчёт самолётов, конструирование самолётов, авиационных двигателей, а также практические занятия в аэродинамической лаборатории. После смерти Жуковского эту специализацию возглавил его ученик *Б. Н. Юрьев*, по инициативе которого на механическом факультете МВТУ в 1925 было открыто аэромеханическое отделение, реорганизованное в сентябре 1929 в аэромеханический факультет. Но создание факультета в МВТУ и малочисленность авиационных отделений в других вузах не могло обеспечить инженерными кадрами развивающуюся авиационную промышленность. В 1930 на базе аэродинамического факультета МВТУ было создано Высшее аэромеханическое училище, которое в том же году было переименовано в *Московский авиационный институт* (МАИ); через два месяца состоялся первый выпуск авиационных инженеров. В 1930 был также открыт авиационный институт в Харькове, в 1932 — в Казани и Рыбинске (в 1941 перебазирован в Уфу). В 1990 в СССР имелось 8 авиационных вузов, которые готовили инженеров широкого профиля по многим авиационным специальностям: МАИ, *Харьковской авиационный институт*, *Казанский авиационный институт*, *Куйбышевский авиационный институт*, *Уфимский авиационный институт*, *Московский авиационный*

технологический институт, Рыбинский авиационный технологический институт, Ленинградский институт авиационного приборостроения. Факультеты авиационного профиля есть в других вузах (например, факультет аэромеханики и летательной техники в *Московском физико-техническом институте*). Авиационные вузы являются научными центрами по разработке проблем авиационной техники, технологии, материаловедения, экономики и организации производства. В научно-исследовательских секторах институтов работают проблемные и отраслевые лаборатории, а также научные подразделения кафедр.

Кроме высших авиационных учебных заведений работают средние специальные учебные заведения (техникумы), выпускающие техникув-механиков и техникув-технологов по авиационным специальностям. Они расположены, как правило, в центрах авиастроительной промышленности.

*В. И. Лавренец.*

**Учебные заведения гражданской авиации в СССР** — начали создаваться в начале 30-х гг. К 1938 работали Киевский и Ленинградский институты по подготовке инженеров для гражданской авиации, авиационные техникумы в Горьком, Киеве, Ленинграде, Москве, Саратове, школы пилотов и авиационных техников в Балашове, Батайске, Тамбове. Специалисты для гражданской авиации готовились также при машиностроительных институтах и техникумах, через систему курсов Центрального заочного учебного комбината ГВФ. В 1990 г. функционировали *Академия гражданской авиации, Московский институт инженеров гражданской авиации, Киевский институт инженеров гражданской авиации, Рижский институт инженеров гражданской авиации*. Высшие учебные заведения гражданской авиации являются также научными центрами по разработке проблем в области авиационной техники, её эксплуатации, безопасности полётов, экономики и организации предприятий воздушного транспорта.

В начале 90-х гг. в стране действовали средние специальные училища. Бугурусланское, Краснокутское и Сасовское лётные училища готовили пилотов самолётов, Кременчугское — пилотов вертолётв. Омское лётно-техническое училище готовило радиотехников по эксплуатации радиооборудования самолётов, наземных радиосредств самолётвования и посадки, техникув-электриков по эксплуатации авиационных приборов и электрооборудования, Рижское лётно-техническое училище — специалистов по управлению воздушным движением. Иркутское, Кирсановское, Троицкое, Фрунзенское училища вели подготовку техникув-механиков по эксплуатации самолётов и двигателей, Выборгское — техникув-механиков по эксплуатации вертолётв и двигателей. Егорьевское, Красноярское, Криворожское, Ленинградское, Минское, Рыльское и Славянское авиационно-технические училища готовили техникув-механиков, техникув-эксплуатационников, техникув-электриков, техникув-технологов и радиотехников.

*В. И. Лавренец.*

**Учебный летательный аппарат** — предназначается для первоначального обучения и тренировки лётчиков. Обычно оборудован системой двойного управления рулями ЛА и двигателем (для обучаемого и инструктора). Основные требования к **У. л. а.** — надёжность и простота пилотирования.

Одним из первых отечественных учебных самолётв был двухместный биплан У-2 конструкции Н. Н. Поликарпова, созданный в 1928 (см. *Поликарпова самолётв*). В 1936—46 в качестве учебного самолётв использовался также специально созданный для этих целей моноплан с системой двойного управления УТ-2 конструкции А. С. Яковлева (см. *Як*). В 1946 был создан двухместный ЯК-18 с убирающимся шасси и закрытой кабиной лётчиков, в 1974 — двухместный ЯК-52 (см. рис.). В качестве **У. л. а.** широко используются учебные варианты (модификации) самолётв и вертолётв военного и гражданского назначения. См. также *Учебно-боевой самолёт*.

**Учебно-тренировочный самолёт ЯК-52 (СССР).**

**Ушаков** Константин Андреевич (1892—1967) — советский учёный в области аэродинамики, профессор (1937), доктор технических наук (1934), заслуженный деятель науки и техники РСФСР (1943). Ученик *Н. Е. Жуковского*. Окончил МВТУ (1920). Участник создания аэродинамической лаборатории МВТУ, член Авиационного расчётно-испытательного бюро МВТУ. С 1918 в ЦАГИ. Преподавал в МВТУ и ВВИА. В 1929—35 разработал аппаратуру и методику экспериментов для вентиляторной лаборатории ЦАГИ, руководил созданием комплекса новых лабораторий ЦАГИ. В период Великой Отечественной войны возглавлял работы ЦАГИ по внутренней аэродинамике самолёта, совершенствованию системы охлаждения авиадвигателей и др. В 1946—57 руководил в ЦИАМ исследованиями осевых компрессоров ГТД, внёс большой вклад в создание экспериментальной базы института. Премия имени Н. Е. Жуковского (1962). Государственная премия СССР (1943, 1949). Награждён орденами Ленина, Отечественной войны 1-й степени, 2 орденами Трудового Красного Знамени, медалями.

**К. А. Ушаков.**

**«Уэстленд»** (Westland Aircraft, Ltd.) — вертолётостроительная фирма Великобритании. Основана в 1915, современное название с 20-х гг. В 1959—60 в её состав вошли фирмы «Сондерс-Ро», «Фейри» и вертолётное отделение фирмы «Бристоль». Во время 1-й мировой войны построила около 1000 гидросамолётов, истребителей и бомбардировщиков других фирм. Среди наиболее известных военных самолётов фирмы многоцелевой биплан «Уопити» (первый полёт в 1929), многоцелевой моноплан «Лайсандер» (1936). Во время 2-й мировой войны выпускала истребители Супермарин «Спитфайр» и «Сифайр», разработала палубный штурмовик «Уайверн» с ТВД и соосными воздушными винтами (1946, последний самолёт фирмы). В 1947 начала выпускать по лицензии многоцелевые вертолёты Сикорский S-51 (под названием «Драгонфлай»). В 50—60-х гг. строила по лицензии вертолёты Сикорский S-55 (под названием «Уэрлуинд») и S-58 (под названием «Уэссекс»). В 1959 начала лицензионное производство вертолёт ПЛО Сикорский SH-3 (под названием «Си кинг»). В 60—70-х гг. совместно с фирмой «Аэроспасьаль» разработала многоцелевые вертолёты «Газель», «Пума» и «Линкс». Вертолёт WG.13 «Линкс» (1971, см. рис. в табл. XXXVI) используется как лёгкий транспортный, боевой, разведывательный, палубный ПЛО. На его основе создан многоцелевой вертолёт W.30 (1979) с более мощными ГТД. Совместно с фирмой «Агуста» разработала многоцелевой вертолёт EH101 (рис.). Основные данные некоторых вертолётов фирмы приведены в табл.

*В. В. Беляев.*

Табл. — Вертолёты фирмы «Уэстленд».

Основные данные	Противолодочный «Си кинг»	Палубный противолодочный «Линкс» HAS.Mk 2	Многоцелевой EH 101
Первый полет, год.....	1959	1972	1987
Число и тип двигателей.....	2 ГТД	2 ГТД	3 ГТД
Мощность двигателя, кВт.....	1240	670	1490
Диаметр несущего винта, м.....	18,9	12,8	18,59
Число лопастей.....	5	4	5
Длина вертолёт с вращающимися	22,16	15,16	22,81

винтами, м.....			
Высота вертолѐта с вращающимися винтами, м.....	5,13	3,66	6,65
Ометаемая площадь, м <sup>2</sup> .....	280	129	271,5
Максимальная взлетная масса, т.....	9,52	4,31	14,28
Масса пустого вертолѐта, т....	5,76	2,5	7,28
Крейсерская скорость полѐта, км/ч	210	280	295
Статический потолок (без учёта влияния земли), м .....	—	3650	—
Максимальная дальность полѐта, км...	740	670	—
Экипаж, чел.....	4	2—3	2—4
Вооружение.....	2—4 торпеды, глубинные бомбы, гидробуи	2 торпеды, глубинные бомбы, противокорабельны е ракеты	Для варианта ПЛО: 4 торпеды, глубинные бомбы, мины

### Многоцелевой вертолѐт ЕН 101.

**Фабр** (Fabre) Анри (1882—1984) — французский инженер, создатель первого в мире летающего гидросамолѐта. Родился в семье судовладельца, окончил Высшую школу в Марселе. С 1905 проводил аэрогидродинамические эксперименты, изучал обтекание погруженных в воду поверхностей и поплавков, испытывал автомобиль с воздушным винтом. В 1909 построил свой первый гидросамолѐт, который не смог взлететь. На втором поплавковом самолѐте с ПД мощностью 37 кВт (см. рис. в табл. IV) **Ф.** совершил 28 марта 1910 успешный полѐт на 500 м. В 1911 модифицировал биплан *Г. Вуазена* в первый самолѐт-амфибию. В дальнейшем проектировал и выпускал поплавки для гидросамолѐтов.

### А. Фабр.

**Фаворский** Олег Николаевич (р. 1929) — советский учёный и конструктор в области авиационного моторостроения, академик АН СССР (1990; член-корреспондент 1981). Окончил МАИ (1951). С 1951 работал в ЦИАМ (в 1971—73 заместитель начальник института). С 1969 одновременно профессор Московского физико-технического института. В 1973—87 генеральный директор Московского НПО «Союз», затем заместитель начальник ЦИАМ. Основные труды в области создания теории двухвальных ТРД, установок для непосредственного преобразования тепловой энергии в электрическую и др. Под руководством **Ф.** созданы двигатели для ряда самолѐтов (А. С. Яковлева и др.). Председатель Комиссии АН СССР по газовым турбинам (с 1984). Ленинская премия (1987). Награждѐн орденом «Знак Почѐта», медалями.

### О. Н. Фаворский.

**Фазированная антенная решётка (ФАР)**, **фазированная решётка**, — направленная антенна с управляемыми фазами или разностями фаз (фазовыми сдвигами) волн, излучаемых (или принятых) её элементами (излучателями). Управление фазами (фазирование) позволяет формировать необходимую диаграмму направленности **ФАР** (например, остронаправленную — луч); изменять направление луча неподвижной **ФАР** и осуществлять быстрое, в ряде случаев практически безынерционное, сканирование — качание луча; управлять в определённых пределах формой диаграммы направленности — изменять ширину луча, интенсивность (уровни) боковых лепестков и т. п. **ФАР**, содержащие большое число управляемых элементов (более  $10^3$ ), входят в состав различных авиационных и космических радиоустройств, зенитных комплексов. **ФАР** применяется в бортовой РЛС на ЛА различных типов, в первую очередь на истребителях-перехватчиках. Различают пассивную и активную **ФАР**. В пассивных **ФАР** используются общие для всех элементов антенны приёмник и передатчик. В активной **ФАР** каждый элемент является передающим или приёмно-передающим модулем. Основным элементом **ФАР** являются электронно-управляемые фазовращатели, формирующие диаграмму направленности антенны. Быстрая перестройка диаграммы направленности позволяет решать боевые задачи по сопровождению многих целей как с разделением по времени (последовательно), так и без него (многолучевые системы). При электронном управлении диаграммой направленности достаточно просто реализуется «гибкая» временная диаграмма работы бортовой РЛС, позволяющая оптимизировать время обслуживания отдельных объектов в зависимости от степени важности решаемых задач. **ФАР** обладают высокой надёжностью. Выход из строя сравнительно большого числа элементов (например, 10%) незначительно снижает коэффициент усиления антенны (на 1 дБ). В 80-х гг. нашли применение плоские **ФАР**, предельные углы отклонения луча в которых имеют существенные ограничения (до  $70\{\{\}\}$ ). Это связано с падением коэффициента усиления на краях диаграммы направленности, а следовательно, с уменьшением дальности действия на краях зоны обзора. В то же время современные ЛА требуют, как правило, больших зон обзора, что приводит к необходимости использования нескольких антенных решёток. Основным недостатком **ФАР**, ограничивающим их применение на ЛА, является большая масса, превосходящая в 2 раза массу зеркальных антенн.

*И. Б. Тарханов.*

**ФАИ** — см. *Международная авиационная федерация*.

**Фалалеев** Фёдор Яковлевич (1899—1955) — советский военачальник, маршал авиации (1944). В Советской Армии с 1919. Окончил курсы «Выстрел» (1928), Качинскую военную школу лётчиков (1933), Военно-воздушную академию РККА имени профессора Н. Е. Жуковского (1934; ныне ВВИА). Участник Гражданской и Великой Отечественной войн. В ходе Великой Отечественной войны командующий ВВС армии, фронта и Юго-Западного направления; начальник штаба — заместитель командующего ВВС Советской Армии (1942—43, 45—46). Как представитель Ставки Верховного Главнокомандования координировал действия воздушных армий при освобождении Донбасса, Южной Украины, Крыма, Белоруссии и Прибалтики. В 1946—50 начальник Военно-воздушной академии (ныне имени Ю. А. Гагарина). Награждён орденом Ленина, 3 орденами Красного Знамени, 2 орденами Суворова 1-й степени, орденами Кутузова 1-й степени, Суворова 2-й степени, Красной Звезды, «Знак Почёта».

Соч.: В строю крылатых, 2 изд., Ижевск, 1968.

**Ф. Я. Фалалеев.**

**Фалеристика авиационная** (от лат. falerae, phalerae — металлические украшения, служившие воинскими знаками отличия) — коллекционирование и изучение медалей и значков, на которых запечатлена история развития воздухоплавания и авиации. **Ф. а.** принципиально отличается от таких классических видов коллекционирования, как филателия и нумизматика. О выпуске в обращение марок и монет, об их выходных данных сообщается в печати, и коллекционеру необходимо лишь приложить усилия к их приобретению. Появление же медалей и значков,

составляющих **Ф. а.**, не находит отражения в прессе. Объясняется это тем, что большое их количество выпускается предприятиями местной промышленности, авиационными заводами и КБ (так называемые провизорные выпуски) и поэтому не может быть точно установлено. Это требует от коллекционеров **Ф. а.** большой поисковой и исследовательской работы. Для ориентации в материалах отечественной **Ф. а.** её удобно разбить на три основных периода, каждый из которых может состоять из ряда разделов.

**Фалеристика авиационная в 1896—1917.** В России первые воздухоплавательные части для ведения разведки и корректирования артиллерийского огня начали формироваться в 1891. Специалистов для них готовили в офицерском классе учебного воздухоплавательного парка, созданного в 1890. Знак парка утверждён 24 февраля 1896. Он выполнен в виде венка из оксидированного серебра; вверху помещён двуглавый орёл со скрещёнными топорами (вариант — топор и якорь). На венок наложен золотой якорь с крыльями. В военной авиации России был ещё ряд знаков, в том числе военного лётчика, лётчика-наблюдателя; были особые знаки и для офицеров морской авиации. Знак, включавший в свою арматуру пропеллер, имел один из первых русских авианосных кораблей «Орлица». Начиная с 1913 напегонным знаком русских авиационных частей стал державный орёл, удерживающий скрещённые меч и пропеллер с бомбой в центре. Выпускались знаки к знаменательным событиям в развитии теории воздухоплавания и летания. К ним относятся знаки VIII и последующих съездов естествоиспытателей и врачей, на которых выступал с докладами Н. Е. Жуковский. Они выполнялись в виде овала, обрамлённого ветвями лавра и дуба. В центре овала помещалась римская цифра, соответствующая порядковому номеру съезда. Иногда внизу указывался город, в котором проходил съезд. В 1911 состоялся первый Всероссийский воздухоплавательный съезд, в 1912 — второй, в 1914 — третий. Все они отмечены знаками стандартного образца с изображением расчалочного моноплана и аббревиатурой «ВВС» наверху. Порядковый номер съезда размещался между буквами «В», а буква «С» охватывала их. В 1908 учреждается Императорский всероссийский аэроклуб (ИВАК), также имевший свои знаки. Начиная с 1909, после принятия России в члены ФАИ, аббревиатура ФАИ появляется в нижней части знаков ИВАК. 1909—10 отмечены организацией обществ воздухоплавания во многих городах России. Одним из крупных обществ было киевское. Его знак включал щит с надписью «КОВ»; над щитом располагался орёл с пропеллером. Интересны знаки 1911, рассказывающие о впечатляющих авиационных событиях: перелёте Санкт-Петербург — Москва, первой показательной выставке в Санкт-Петербурге, авиационной неделе в Москве. В 1909—13 для жертвователей на воздушный флот России было изготовлено восемь различных многокрасочных жетонов с надписью: «Воздушный флот — сила России». Для усиления притока пожертвований в 1912 учреждается несколько нагрудных знаков из серебра и золота: знак «Самолёт в венке» выдавался за взнос 3 руб. и более; знак «Орёл с самолётом и Андреевским флагом» на цепочке — за 5 руб. и более. Большой «... нагрудный знак для оказавших услугу в деле развития отечественного военного воздухоплавания...» в серебряном исполнении выдавался за взнос 100 руб., в золотом — за взнос 500 руб. В центре знака располагался самолёт, обрамлённый лентой с надписью «Воздушный флот — сила России». Авиационная промышленность России представлена односторонней плакетой Русско-Балтийского завода (1914), выпускавшего среди прочего и самолёты И. И. Сикорского «Илья Муромец». О широко поставленных в России научно-исследовательских работах свидетельствует юбилейная медаль Аэродинамического института в Кучино, образованного в 1904 (см. рис. при ст. *Аэродинамический институт*).

**Фалеристика авиационная в 1918—45.** Эти годы отмечены выпуском значков, отражающих историю развития советской авиации. Много значков посвящено обществам содействия авиации: ОДВФ, Авиахиму, Осоавиахиму и др. Интересен знак Всесоюзной ассоциации инженеров (ВАИ), объединявшей всю техническую интеллигенцию страны. По примеру прежних лет выпускались значки для продажи населению; выручка шла на строительство боевых эскадрилий, именных самолётов, дирижаблей. В значках нашли отражение выдающиеся перелёты: Москва — Пекин, Москва — Анкара, Москва — Нью-Йорк (американский выпуск), перелёт легкомоторных самолётов 1935 и др. В 1927 был проведён звёздный перелёт военных экипажей. Все участники

были награждены особым знаком. В 30-х гг. свои знаки получают все школы Военно-воздушных сил, лётчики-инструкторы. Выпускаются знаки к юбилейным датам крупных авиационных предприятий, научных институтов. Целая гамма значков — «Добролет», «Отличник Аэрофлота», «За налет километров», «За налет часов» — была выпущена для поощрения работников гражданской авиации. Авиационная промышленность в эти годы входила в самые различные профсоюзные объединения — союз рабочих-металлистов, союз рабочих-шоферов и авиарботников, союз работников автотракторной и авиационной промышленности, — что нашло своё отражение в значках этих союзов. Расширение применения авиации в народном хозяйстве связано с появлением ряда наградных значков с изображением самолёта: «Почетному полярнику», «Отличнику геодезии и картографии» и др. Достижения мирового значения были отмечены выпуском памятных медалей в честь экспедиции Главсевморпути на Северный полюс, перелёта Москва — Сан-Джасинто через Северный полюс.

**Фалеристика авиационная после 1945.** В эти годы выходит большое количество сувенирных, памятных, наградных значков и медалей. С конца 50-х гг. отмечается всплеск интереса к фалеристике вообще и к **Ф. а.** в особенности. Характерно, что со второй половины 60-х гг. впервые появляются серии значков, каждая из которых посвящена определённой авиационной теме: авиация на Севере, самолёты ОКБ А. Н. Туполева, развитие авиации в России и др. Выпускаются значки и медали к юбилеям крупных технических достижений (постройка первого цельнометаллического самолёта в СССР, рекордный полёт вертолёта ЦАГИ 1-ЭА и др.), самолёто- и вертолётостроительных КБ, НИИ, авиационных заводов. Выходит много знаков и медалей, посвящённых воздушным армиям, дивизиям, полкам, участвовавшим в Великой Отечественной войне. Появляются медали к открытию новых аэропортов страны и авиалиний, отражающие применение авиации в народном хозяйстве и т. п. Выход советского самолёто- и вертолётостроения на международную арену отмечен памятными медалями участия в авиационных салонах и выставках во Франции, ФРГ, Японии.

Общее число значков и медалей отечественной **Ф. а.** превышает 5000.

О наградных медалях см. ст. *Жуковского премии и медали, Туполева медаль, Награды ФАИ.*

*М. Б. Саукке.*

*К ст. Фалеристика авиационная.*

*К ст. Фалеристика авиационная.*

*К ст. Фалеристика авиационная.*

*К ст. Фалеристика авиационная.*

*К ст. Фалеристика авиационная (лицевая сторона медалей).*

*К ст. Фалеристика авиационная (оборотная сторона медалей).*

*К ст. Фалеристика авиационная (лицевая сторона медалей).*

*К ст. Фалеристика авиационная (оборотная сторона медалей).*

**Фарман** (Farman) Анри (1874—1958) — французский лётчик, авиаконструктор и промышленник. Сын английского журналиста, **Ф.** до 1937 сохранял английское гражданство. Учился в школе изящных искусств, начал карьеру художника, затем стал вело- и автогонщиком, был владельцем крупнейшего гаража в Париже. В 1904 совершил полёт на дирижабле, учился летать на планёрах. Совершил ряд рекордных полётов на модифицированном биплане *Г. Вуазена*, в том числе в 1908 по замкнутому маршруту в 1 км за 1 мин 28 с и перелёт Буйи — Реймс — 27 км за 20 мин. В 1908 основал авиационную фирму, в 1909 организовал лётную школу, где обучались и русские лётчики. Создал первый в мире самолёт с эффективными элеронами «Фарман III» (рис. в табл. III). В 1912

объединил свою фирму с фирмой брата Мориса Фармана (1877—1964). В 1-ю мировую войну применялись разведчики фирмы «Фарман», тяжёлый бомбардировщик F.50 с двумя ПД, послуживший основой для пассажирского самолёта «Голиаф» на 12 мест (с 1919 эксплуатировался на первых авиалиниях Европы и установил ряд рекордов высоты и дальности с грузами до 5 т). В 20—30-е гг. фирма выпускала пассажирские и спортивные самолёты, бомбардировщики. В 1936 фирма «Фарман» была национализирована, и **Ф.** отошёл от дел.

#### А. Фарман.

**«Фарман»** (Avions H. et M. Farman) — самолётостроительная фирма Франции. Образована в 1912 в результате слияния фирм братьев *М.* и *А. Фарман*. В 1936 национализирована. В годы 1-й мировой войны выпускала разведывательные самолёты M.F.7, M.F.11, F.20 (рис. в табл. VI), бомбардировщики F.40, F.46, F.50 и др. После войны на основе F.50 создала пассажирский самолёт «Голиаф» (рис. в табл. XIV), выпускала пассажирские самолёты F.70 и F.73, бомбардировщики F.130, пассажирские самолёты F.121 с четырьмя ПД, бомбардировщики и торпедоносцы на базе модели F.160, пассажирские самолёты серии F.190. В 30-е гг. фирма строила тяжёлые бомбардировщики с четырьмя ПД, на их основе создала ряд гражданских самолётов, производила также лёгкие спортивные и туристские самолёты F.200, F.230, F.355 и др. После 2-й мировой войны была образована частная фирма «Сосьете дез юзин Фарман» (Société des Usines Farman), выпускавшая до начала 60-х гг. тренировочные самолёты «Монитор».

**Фау-1** (V-1) — самолёт-снаряд (по современной терминологии — *крылатая ракета*), применявшийся Германией во 2-й мировой войне против Великобритании. Разработан фирмой «Физелер» (Fieseler; другие обозначения Fi-103 или FZG-76). Свободнонесущий моноплан (рис. в табл. XXII) с ПуВРД AS 014 фирмы «Аргус» с тягой 3285 Н и боевой частью массой 850 кг. Дальность полета от 240 до 370 (у последней модификации) км, максимальная скорость 550 км/ч. Начало боевого применения — июнь 1944.

**Фаулера закрылок** [по имени английского изобретателя Х. Фаулера (H. Fowler)] — один из видов выдвижных *щелевых закрылков*, характеризующийся меньшей толщиной профиля закрылка и максимальным выдвижением по хорде к задней кромке крыла. У неотклонённого **Ф. з.** щель отсутствует; для отклонённого положения щель профилируется таким образом, чтобы обеспечить оптимальные условия работы закрылка при взлёте (малые углы отклонения  $\{\delta\}_3$ ) и посадке (большие  $\{\delta\}_3$ ). Хорда **Ф. з.** равна от 25 до 40% хорды крыла. В крайнем выдвинутом положении носок **Ф. з.** расположен под задней кромкой крыла. В результате этого увеличение площади крыла равняется площади **Ф. з.** Эффективность **Ф. з.** (см. *Эффективность органов управления*) выше эффективности поворотных щелевых и выдвижных щелевых закрылков, но ниже эффективности обычных выдвижных двухщелевых закрылков, в особенности при больших углах отклонения ( $\{\delta\}_3$ ;  $\{\geq\} 30\{\circ\}$ ). Конструктивные трудности выполнения **Ф. з.** и умеренные углы отклонения, при которых сохраняется безотрывное обтекание ( $\{\delta\}_3$ ;  $\{\leq\} 30\text{—}35\{\circ\}$ ), ограничивают их применение на ЛА. См. рис. при ст. *Механизация крыла*.

**«Федерал Экспресс»** (FedEx, Federal Express) — авиакомпания США; крупнейшая в мире среди авиакомпаний, специализирующихся на грузовых перевозках. Осуществляет перевозки в страны Западной Европы, Южной Америки, Азии, Африки и в Австралию. Основана в 1971. В 1989 объём перевозок составил 6,32 млрд. т-км. Авиационный парк — 311 самолётов.

**Федерация авиационного спорта СССР** (ФАС СССР) — общественная организация, объединявшая всесоюзные федерации *авиамоделльного спорта, вертолетного спорта, дельтапланёрного спорта, самолетного спорта, парашютного спорта, планёрного спорта*, федерации союзных республик по *авиационному спорту*, авиационно-спортивные комитеты ведомств и федерации областных (краевых) комитетов ДОСААФ РСФСР. **ФАС СССР** руководила деятельностью этих организаций, координировала и направляла работу по развитию и пропаганде достижений авиационных видов спорта. **ФАС СССР** была создана 25 декабря 1959 при ЦК ДОСААФ СССР и работала под его непосредственным руководством. При **ФАС СССР** были

образованы научно-технический комитет, комитет авиационно-космического образования, комитет авиационной медицины, а также авиационно-спортивная комиссия. **ФАС СССР** — член *Международной авиационной федерации* (ФАИ) с 1960.

*А. И. Загорский.*

**Фёдоров** Владимир Павлович (1915—1943) — советский лётчик-испытатель. Окончил Московскую и Коктебельскую планёрные школы (1933). Работал в ЛИИ. Провёл испытания первого советского ракетопланёра С. П. Королёва *РП-318-1* с ЖРД (1940), поршневых истребителей П. О. Сухого, ряда экспериментальных планеров и др. Во время Великой Отечественной войны выполнял ответственные выборочные испытания серийных самолётов на предельных режимах. Погиб в одном из таких полётов. Награждён орденом Красного Знамени (посмертно).

**В. П. Фёдоров.**

**Фёдоров** Евгений Петрович (р. 1911) — советский лётчик, генерал-майор авиации (1957), дважды Герой Советского Союза (1940, 1945). В Советской Армии с 1930. Окончил Военно-теоретическую школу лётчиков в Ленинграде (1932), военную школу лётчиков в Оренбурге (1933), Военно-воздушную академию (1948; ныне имени Ю. А. Гагарина). Участник советско-финляндской и Великой Отечественной войн. В ходе войны был командиром эскадрильи, заместителем командира бомбардировочной авиадивизии дальнего действия. Совершил 178 боевых вылетов. После войны на командных должностях в высших военно-учебных заведениях и войсках. Награждён 3 орденами Ленина, 2 орденами Красного Знамени, орденами Александра Невского, Отечественной войны 1-й степени, 2 орденами Красной Звезды, медалями. Бронзовый бюст в Санкт-Петербурге.

*Лит.: Хахалин Л., Хозяин ночного неба, в кн.: Книга о Героях, в. 2, М., 1963.*

**Е. П. Фёдоров.**

**Фёдоров** Иван Евграфович (р. 1914) — советский лётчик-испытатель, полковник, Герой Советского Союза (1948). Окончил Ворошиловградскую военную школу пилотов (1932), Липецкие высшие курсы усовершенствования командиров полков — бригад (1939), курсы лётчиков-испытателей МАП (1949). Служил в частях ВВС в различных должностях. Участвовал в войне в Испании, в боях на р. Халхин-Гол, в советско-финляндской и Великой Отечественной войнах. В 1942—44 командир авиадивизии. Уничтожил лично 49 и в группе 47 самолётов противника. Работал лётчиком-испытателем в авиационной промышленности (1945—54). В ОКБ *С. А. Лавочкина* выполнял первые вылеты и проводил испытания опытных реактивных самолётов: ЛА-150М, Ла-152, Ла-154, Ла-156, Ла-160, Ла-15 и Ла-176. Одним из первых в стране (28 декабря 1948) на самолёте Ла-176 достиг скорости полёта, равной скорости звука. Летал на 297 типах самолётов. Награждён орденом Ленина, 4 орденами Красного Знамени, орденом Александра Невского, 6 орденами Отечественной войны 1-й степени, орденами Отечественной войны 2-й степени, Красной Звезды, медалями.

**И. Е. Фёдоров.**

**Федосеенко** Павел Фёдорович (1898—1934) — советский воздухоплаватель. Участник 1-й мировой и Гражданской войн. С 1918 в Красной Армии. Окончил курсы военных воздухоплавателей (1919); командовал звеном, затем отрядом привязных аэростатов наблюдения. За бои под Каховкой и Перекопом был награждён боевым оружием и золотыми часами. Окончил курсы военных аэронавтов в Петрограде (1921), Высшую военную воздухоплавательную школу в Ленинграде (1925), Военно-воздушную академию РККА имени профессора Н. Е. Жуковского (1932; ныне ВВИА). В 1922—25 совершил ряд полётов на свободных аэростатах. 17 июля 1925 совместно с профессором *А. А. Фридманом* совершил на свободном аэростате подъём на высоту 7400 м. В 1933 на свободном аэростате объёмом 600 м<sup>3</sup> установил мировой рекорд продолжительности полёта,

пробыв в воздухе 43 ч 7 мин. В 1932—33 руководил постройкой стратостата «Осоавиахим». Был его командиром. 30 января 1934 вместе с *И. Д. Усыскиным* и *А. Б. Васенко* совершил полёт на стратостате «Осоавиахим-1», достигшем высоты 22 км. При спуске оболочка стратостата разрушилась, экипаж погиб. Награждён орденами Ленина (посмертно), Красного Знамени. Урна с прахом в Кремлёвской стене.

Лит.: *Абрамов А.*, У Кремлевской стены, 5 изд., М., 1983.

#### П. Ф. Федосеенко.

**Федосов** Евгений Александрович (р. 1929) — советский учёный в области процессов управления, академик АН СССР (1984; член-корреспондент 1979), Герой Социалистического Труда (1983). Окончил МВТУ (1952). С 1970 начальник Государственного НИИ автоматических систем и одновременно заведующий кафедрой Московского физико-технического института. Руководил Научным советом АН СССР по проблемам управления движением и навигации, был председателем секции «Авиационная и космическая кибернетика» Научного совета АН СССР по комплексной проблеме «Кибернетика». Труды по анализу, синтезу, методологии моделирования и автоматизации проектирования сложных многоуровневых систем управления. Ленинская премия (1976). Награждён 2 орденами Ленина, орденом «Знак Почёта», медалями.

Соч.: Динамика непрерывных линейных систем с детерминированными и случайными параметрами, М., 1971; Проектирование систем наведения, М., 1975; Методы моделирования и моделирующие комплексы в эргономических исследованиях сложных авиационных систем, в кн.: Авиационная эргономика, в. 1, Киев, 1975 (все совм. с др.).

#### Е. А. Федосов.

**Федотов** Александр Васильевич (1932—1984) — советский лётчик-испытатель, генерал-майор авиации (1983), Герой Советского Союза (1966), заслуженный лётчик-испытатель СССР (1969), мастер спорта международного класса (1976). В Советской Армии с 1950. Окончил лётное училище (1953), Школу лётчиков-испытателей (1958), МАИ (1965). Работал в ОКБ имени А. И. Микояна. Провёл испытания ряда опытных сверхзвуковых самолётов, в том числе МиГ-21, МиГ-23, МиГ-25. Установил 18 мировых рекордов, в том числе 3 абсолютных. Золотая авиационная медаль, 3 медали де Лаво (ФАИ). Ленинская премия (1981). Погиб при испытании опытного самолёта. Награждён 2 орденами Ленина, орденами Красного Знамени, Трудового Красного Знамени, медалями. Его именем названа Школа лётчиков-испытателей.

#### А. В. Федотов.

**Федрови** Павел Яковлевич (1902—1984) — советский лётчик-испытатель, генерал-майор авиации (1943). В Советской Армии с 1918. Участник Гражданской, советско-финляндской и Великой Отечественной войн. Окончил Московскую военную школу лётчиков (1924), Военно-воздушную академию РККА имени профессора Н. Е. Жуковского (1934; ныне ВВИА). В 1934—40 лётчик-испытатель опытных истребителей *Як*. Провёл заводские испытания истребителей Як-1, Як-7, Як-9 и Як-3. Летал на самолётах около 300 типов. Награждён 3 орденами Ленина, 3 орденами Красного Знамени, орденами Отечественной войны 1-й степени, Трудового Красного Знамени, 2 орденами Красной Звезды, медалями.

#### П. Я. Федрови.

**«Фейри»** (Fairey Aviation Co., Ltd) — авиационная фирма Великобритании. Основана в 1915. До конца 50-х гг. была крупным поставщиком военных самолётов, главным образом палубных. После 1945 начала разработку винтокрылых ЛА собственной конструкции. В 1959 преобразована в концерн с авиастроительным сектором, который в 1960 вошел в состав фирмы «Уэстленд». Ряд дочерних компаний современного промышленного концерна **«Ф.»** (Fairey Holdings Group) выпускает авиационное гидрооборудование и компоненты систем управления. Фирмой **«Ф.»** были

созданы палубные истребители «Флайкэтчер» (первый полёт в 1922), «Фулмар» (1940), «Файрфлай» (1941), торпедоносцы-разведчики «Албакор» (1938), «Барракуда» (1940; построено более 2,5 тыс.), «Сордфиш» (1934), лёгкий бомбардировщик наземного базирования «Батл» (1936, построено более 2,4 тыс.) и др. После 2-й мировой войны серийно выпускала палубный самолёт ПЛО и дальнего радиолокационного обнаружения «Ганнет» (1949), создала экспериментальные самолёты с треугольным крылом FD.1 (1951) и FD.2 (1954; в 1956 на нём установлен мировой рекорд скорости полёта 1821 км/ч), винтокрылы «Джайродайн» (1947) и «Ротодайн» (1957), вертолёт «Ультралайт» (1955).

**Фенестрон** (от лат. fenestra — окно) — балансировочное (см. *Балансировка*) и рулевое устройство вертолётa с одним несущим винтом; представляет собой винт (вентилятор), установленный в тоннеле в киле вертолётa (см. рис.). Получил широкое применение на лёгких вертолётaх [Аэропасьяль SA360 — SA366 (Франция) и др.] в 70—80-х гг. **Ф.** эффективен, если глубина  $h$  тоннеля составляет не менее 0,8 радиуса  $R$  винта **Ф.**, плоскость винта расположена на расстоянии около  $0,25h$  от плоскости входа, расширение тоннеля после плоскости винта умеренное и протекание воздуха безотрывное. Отношение тяги  $T_v$  винта к полной тяге  $T$  устройства  $T_v/T = F/(2F_{\infty})$ , где  $F$  — ометаемая винтом площадь,  $F_{\infty}$  — площадь поперечного сечения свободной струи после выхода из тоннеля. Относительный (вентиляторный) КПД определяется формулой  $\{\eta\}_0 = T^{3/2}/[2N(\{\rho\}F_{\infty})^{1/2}]$ , где  $\{\rho\}$  — плотность воздуха,  $N$  — расходуемая мощность. КПД **Ф.** (достигнут  $\{\eta\}_0 = 0,86$ ) значительно выше, чем КПД открытого *рулевого винта* ввиду отсутствия сжатия струи ( $F_{\infty} > F$ ) и бльшей скорости протекания. Кроме того, потери энергии меньше ввиду бльшего отношения  $F_{\infty}/F$ . Поэтому радиус винта **Ф.** меньше в 2,2 раза радиуса равноценного (по тяге и мощности) открытого рулевого винта. В скоростном полёте без угла скольжения  $\{\beta\}$  винт **Ф.** работает почти в условиях работы на месте. При скольжении изменение тяги **Ф.** пропорционально  $\{\beta\}^2$ , вследствие чего необходим киль для обеспечения статической путевой устойчивости.

Недостатками **Ф.** являются значительное увеличение толщины и массы киля, высокочастотный шум, нелинейности в характеристиках путевого манёвра.

*А. М. Лепилкин.*

## Фенестрон

**«Ферайнигте Флюгтехнише Верке»** (Vereinigte Flugtechnische Werke GmbH, VFW) — самолётостроительная фирма ФРГ. Образована в 1963 в результате слияния фирм «Фокке-Вульф» и «Везер-флюгцейгбау» (Weser-Flugzeugbau GmbH), в 1964 присоединила фирму «Эрнст Хейнкель флюгцейгбау» (см. «Хейнкель»), в 1974 — фирму «Рейнфлюгцейгбау» (Rhein-Flugzeugbau GmbH, RFB). В 1969 объединилась с нидерландской фирмой «Фоккер», став западногерманским филиалом «VFW-Фоккер» фирмы «Центральгезельшафт VFW-Фоккер» (Zentralgesellschaft VFW-Fokker GmbH), в 1980 вышла из этого объединения и слилась с фирмой «Мессершмитт-Бёлков-Блом». В середине 70-х гг. была крупнейшей авиакосмической фирмой ФРГ. В составе консорциума «Трансаль» выпускала военно-транспортный самолёт С-160 (первый полёт в 1963), участвовала в программе создания боевого самолёта *Панавиа* «Торнадо», в лицензионном производстве вертолётa фирмы «Сикорский» СН-53С, вела производство реактивного пассажирского самолёта VFW-614 (1971), тренировочных, спортивных и туристских самолётov, осуществляла обслуживание и ремонт гражданских и военных самолётov. Построила ряд экспериментальных ЛА, в том числе боевой СВВП VAK 191В (1971), самолёт-экраноплан Х113Аm (1970).

**Ферри** (Ferri) Антонио (1912—1978) — итальянский учёный в области сверхзвуковой аэродинамики. Окончил Римский университет (1934). В середине 30-х гг. создал первую в мире сверхзвуковую аэродинамическую трубу (Гуидония, Италия) и экспериментально исследовал аэродинамические характеристики крыльев при переходе через звуковой барьер. Во время 2-й мировой войны принимал участие в итальянском движении сопротивления. С 1944 в США.

Сочетал фундаментальные теоретические и экспериментальные исследования с прикладными; им выполнены работы принципиального значения по методам аэродинамического расчёта при сверхзвуковых скоростях полёта, сверхзвуковым воздухозаборникам, сверхзвуковому горению, звуковому удару, теплообмену при гиперзвуковых скоростях. Внёс значительный вклад в развитие аэродинамических установок и методики аэродинамического эксперимента. Член Национальной академии инженерных наук (США), АН в Турине (Италия), Международной академии астронавтики.

Соч.: в рус. пер.: Аэродинамика сверхзвуковых течений, М., 1953.

**«ФИАТ»** (Societ{{á}} per Azioni Fabbrica Italiana di Automobili Torino, FIAT) — промышленный концерн Италии с развитым авиационным отделением. Основан в 1898, является пионером итальянского авиастроения: первый авиационный завод построен в 1907, с 1908 — серийное производство авиадвигателей, с 1914 — выпуск самолётов, использовавшихся в 1-ю мировую войну. В 1925 концерн присоединил авиационную фирму «Ансальдо» (Ansaldo), выпускавшую самолёты с 1916. В 20—30-х гг. и в годы 2-й мировой войны выпускал истребители, бомбардировщики, учебно-тренировочные и транспортные самолёты, авиадвигатели. После войны концерн возобновил производство самолётов (по лицензиям и собственной конструкции) и авиадвигателей (главным образом по лицензиям). В 1969 самолётостроительное отделение концерна вошло в состав фирмы «Аэриталия», а двигателестроительное отделение в 1976 было преобразовано в филиал «ФИАТ авиационе» (FIAT Aviazione) в составе концерна. Среди известных самолётов концерна истребители-бипланы С.Р.20 (первый полёт в 1926), С.Р.32 (1933), С.Р.42 (1938, выпущено 1781), истребитель-моноплан G.55 (1942, см. рис. в табл. XXII), гидросамолёт-торпедоносец и разведчик R.S.14 (1938), военно-транспортный и пассажирские самолёты серии G.12 с тремя ПД (1940). После 1945 созданы тренировочные самолёты G.46 с ПД (1947), G.80 (1951, первый итальянский самолёт с ТРД) и его серийный вариант G.82 (1956). По лицензии выпускались американские истребители Норт Американ F-86 и Локхид F-104. В 1956 для НАТО создан реактивный истребитель-бомбардировщик G.91 (построено 756, в том числе по лицензии в ФРГ, см. рис.). В 80-х гг. концерн продолжал производство ГТД (по лицензиям или международным программам).

В. В. Беляев.

### Истребитель-бомбардировщик G.91Y.

**Фигура пилотажа** — движение ЛА, при котором либо его траектория имеет определённую геометрическую форму (например, *горка*), либо ЛА вращается вокруг центра масс определённым образом (например, *бочка*), либо одновременно то и др. (например, *штопор*). Число **Ф. п.**, используемых в спортивных соревнованиях, весьма значительно (десятки тыс.), наиболее часто применяемые перечислены в ст. *Высший пилотаж, Пилотаж, Сложный пилотаж*.

**Филателия авиационная** (от греч. phil{{ō}} — люблю и at{{é}}leia — освобождение от оплаты: марки заменили применявшуюся до их появления денежную оплату за пересылку писем) — коллекционирование и изучение знаков почтовой оплаты и др. документов (например, штемпелей, специальных наклеек и пр.), предназначенных как для почтовых отправок по воздуху, так и для обычной почты, но с сюжетами, связанными с авиацией. С конца 70-х гг. авиация стала повсеместно использоваться для почтовых перевозок. Поэтому выделять каким-либо образом авиапочтовые отправления стало нецелесообразно. В связи с этим эмиссии марок с надписью «Авиапочта» в СССР прекращены в 1980. В то же время почтовые марки с авиационной тематикой продолжают выпускаться и пользуются большой популярностью.

В глубокой древности для пересылки сообщений по воздуху люди использовали обученных голубей. Голубиная почта сохранилась до наших дней, и ей посвящены многие марки в различных странах мира. Известны специальные марки для оплаты корреспонденции, доставляемой голубями. Голубиная почта широко использовалась для пересылки военных депеш во время

1-й мировой войны. Для уничтожения воздушных связных создавались отряды снайперов. Известно применение и других средств для пересылки воздушных сообщений: ракеты, артиллерийские снаряды, воздушные шары (аэростаты). Первые отечественные марки авиапочты были выпущены 15 июля 1922 для оплаты служебной корреспонденции, пересылаемой самолётами совместного русско-германского общества воздушных сообщений «Дерулюфт» на первой международной воздушной линии Москва — Кенигсберг (впоследствии линия была продлена до Берлина). Для этого выпуска использовались марки консульской пошлины царской России, на которых были сделаны надпечатки «Воздушная почта Р.С.Ф.С.Р.» и шифр нового номинала в германской валюте в соответствии с применявшимся в германской авиапочте тарифом — 12 марок за 10 г корреспонденции. Тираж этих служебных марок был ограничен, и они являются филателистической редкостью.

Первая советская общегосударственная марка воздушной почты вышла в ноябре 1922 как продолжение серии почтовых марок, выпущенных к пятой годовщине Октябрьской революции с рисунком художника И. И. Дубасова «Рабочий, высекающий на камне юбилейные даты 1917—1922 г.». Для этого на рисунок изменённого цвета 45-рублёвой марки была наложена красная литографская надпечатка контура летящего самолёта. Марка продавалась только на Главном почтамте Москвы для дополнительной оплаты почтовых пересылок самолётами до Кёнигсберга.

Рост воздушных почтовых перевозок потребовал увеличения выпуска авиапочтовых марок. Новая серия из четырёх марок была изготовлена в конце 1923, однако в связи с денежной реформой эти марки оказались непригодными. Для выпуска их в употребление пришлось сразу же сделать на них надпечатки новых стоимостей в золотом исчислении.

На первых советский авиапочтовых марках изображались иностранные самолёты, первоначально летавшие на линиях «Добролёта». Однако уже на марках 1927, посвящённых Первой международной авиапочтовой конференции в Гааге, появилось изображение самолёта АНТ-3 конструкции А. Н. Туполева. Выпускавшиеся с тех пор отечественные авиапочтовые марки посвящались деятелям науки и техники, лётчикам, достижениям советский авиа-, дирижабле- и вертолётостроения, знаменательным событиям.

В 1933 выходят марки, отмечающие успехи в изучении стратосферы и 10-летие гражданской авиации. Серия марок «Спасение челюскинцев» с портретами первых Героев Советского Союза открывает **Ф. а.** 1935. В августе того же года на марке из этой серии с портретом С. А. Леваневского делается надпечатка «Перелет Москва — Сан-Франциско через Северный полюс 1935 1 р.». Полёт закончился катастрофой в просторах Арктики, до сих пор хранящей тайну гибели экипажа. Марки с этой надпечаткой, особенно на почтовых отправлениях, стали раритетом.

Последние предвоенные выпуски **Ф. а.** в феврале — марте 1941 посвящены 23-й годовщине Красной Армии и ВМФ СССР и памяти Н. Е. Жуковского. На военных и первых послевоенных марках помещены портреты героев-лётчиков, изображения боевых самолётов. В последующих эмиссиях **Ф. а.** широко представлены отечественная авиация, её выдающиеся представители.

Первые марки авиапочты за рубежом появились в Италии (1917), Австрии и США (1918), Германии (1919). Марки **Ф. а.** выходят во всём мире, в больших и малых странах.

*М. В. Саукке, Ф. И. Склянский.*

*К ст. Филателия авиационная.*

*К ст. Филателия авиационная.*

*К ст. Филателия авиационная.*

*К ст. Филателия авиационная.*

**Филин** Александр Иванович (1903—1942) — советский лётчик-испытатель, генерал-майор авиации (1940). В Красной Армии с 1921. Окончил Петроградскую военно-теоретическую школу авиации (1922), Борисоглебскую школу военных лётчиков (1925), Военно-воздушную академию РККА имени профессора Н. Е. Жуковского (1930; ныне ВВИА). В 1930—41 работал в НИИ ВВС (с 1937 начальник института). Летал на самолётах многих типов, проводил сложные лётные испытания, в том числе первых самолётов с убирающимся шасси, первые испытания на штопор истребителей; создал инструкцию по выводу из штопора самолётов И-5, И-15. Один из создателей методики лётных испытаний. Совершил *перелёты* Минеральные Воды — Москва (совместно с А. Ф. Ковальковым, 1929), по замкнутому маршруту (совместно с М. М. Громовым, 1934). Награждён 2 орденами Ленина, орденом Красной Звезды, медалью. Портрет см. на стр. 633.

**А. И. Филин.**

**«Филиппин Эрлайнс»** (PAL, Philippine Airlines) — авиакомпания Филиппин. Осуществляет перевозки внутри страны и в страны Западной Европы, Азии, Ближнего и Дальнего Востока, а также в США, Канаду и Австралию. Основана в 1941. В 1989 перевезла 5,7 млн. пассажиров, *пассажирооборот* 10,71 млрд. п.-км. Авиационный парк — 41 самолёт.

**«Финнэр»** (Finnair) — национальная авиакомпания Финляндии. Осуществляет перевозки в страны Европы, Юго-Восточной Азии, Дальнего Востока, а также в США. Основана в 1923, одна из старейших в мире. До 1968 называлась «Аэро». В 1989 перевезла 5,7 млн. пассажиров, *пассажирооборот* 9,4 млрд. п.-км. Авиационный парк — 48, самолётов.

**Флаперон** [англ. flaperon, от flap — закрылок и (air) epon — элерон] — аэродинамический *орган управления*, выполняющий функции *элерона* и (или) *закрылка*. Располагаются в корневых частях крыла и используются, например, в *активных системах управления*. Конструкция **Ф.** подобна конструкции крыла.

**Флаттер** (от англ. flutter — трепыхаться, бить крыльями) — явление *аэроупругости*, одна из разновидностей вибраций — незатухающих упругих колебаний частей ЛА, возникающих в полёте при скорости полёта, достигшей некоторого определённого значения — критической скорости флаттера  $V_{кр}$ . Эти колебания порождаются аэродинамическими воздействиями и относятся к автоколебаниям. Для своего возникновения они не требуют каких-либо периодических внешних воздействий и могут появляться внезапно и при установившемся полёте в спокойном воздухе; достаточно лишь случайного начального импульса, даже весьма малого. В зависимости от того, в какой части конструкции возникают наиболее интенсивные вибрации, самолёт может быть подвержен различным формам **Ф.**: крыла, оперения, элеронов, рулей и др. **Ф.** может возникать также на ракетах, несущих винтах вертолетов, лопастях воздушных винтов, лопатках турбин и компрессоров.

С точки зрения теории колебаний летящий самолёт представляет собой потенциально автоколебательную систему, источником энергии в которой служит набегающий поток, а обратная связь реализуется благодаря той упругости, которой обладает конструкция самолёта. В полёте могут создаваться условия, при которых начинают развиваться аэродинамические силы периодического характера. При этом природа этих сил, а следовательно, и механизма автоколебаний, определяется режимом полёта. Механизм автоколебаний может быть различным: при автоколебаниях, возникающих в полёте на больших скоростях с малыми углами атаки (собственно **Ф.**); в полёте на малых скоростях при углах атаки, близких к срывным (*срывной флаттер*); при неустойчивом обтекании на трансзвуковом режиме полёта (*buzz* или «маховая тряска») и т. д.

**Ф.** среди автоколебаний и вообще среди многочисленных видов вибраций, которым подвержены ЛА, представляет особую опасность, заключающуюся в том, что возникающие при этих интенсивных колебаниях динамические напряжения а конструкции ЛА могут быстро (иногда в

течение несколько секунд) достигнуть разрушающих, результатом чего является разрушение ЛА в полёте. Поэтому возникновение  $\Phi$ . любой формы недопустимо.

$\Phi$ . стал препятствием на пути создания скоростной авиации. Развитие скоростной авиации во всём мире сопровождалось большим числом катастроф и аварий в результате возникновения  $\Phi$ . Впервые с массовыми случаями  $\Phi$ . столкнулись в 30-е гг. XX в. (в период стремительного роста скоростей), после чего началось интенсивное изучение явлений  $\Phi$ . и отыскание способов его предупреждения. Ещё не всё об этом сложном явлении достаточно хорошо известно; с созданием новых схем ЛА проявляются его новые аспекты. Статистика лётных происшествий насчитывает очень много случаев, связанных с  $\Phi$ . Например, анализ, выполненный в 1958, показал, что в 40—50-х гг. в США произошло более 100 лётных происшествий из-за  $\Phi$ . (главным образом  $\Phi$ . управляющих органов и триммеров). В Германии в 1935—43 произошло около 150 случаев аварий и катастроф от  $\Phi$ ., из них почти 80% относилось к органам управления.

Случаи  $\Phi$ . отмечались в СССР, но массовых лётных происшествий, которые пришлось пережить зарубежной авиации, не наблюдалось. Работы по изучению  $\Phi$ . в ЦАГИ проводили М. В. Келдыш, Е. П. Гроссман, Я. М. Пархомовский, С. П. Стрелков, Н. В. Альхимович и др. Келдышем и его сотрудниками сформулированы основные задачи о  $\Phi$ ., намечены пути их решения и получен ряд важнейших результатов, которые открыли возможность предсказывать для каждого конкретного ЛА, при какой скорости полёта ему грозит  $\Phi$ . Эти работы позволили авиаконструкторам найти средства для гашения  $\Phi$ ., в дальнейшем продолжалось интенсивное развитие научных основ  $\Phi$ . Практические работы, анализ флаттерных характеристик новых конструкций связаны, как правило, с постановкой специальных опытов и с решением новых теоретических задач, позволяющих гарантировать безопасность от  $\Phi$ . каждого нового ЛА. Необходимость гарантировать безопасность ЛА от  $\Phi$ . обуславливает особые требования к проектируемой конструкции, которые не совпадают, а иногда преобладают над требованиями *статической прочности*, а в ряде случаев могут вызвать и изменение компоновки самолёта. Одно из основных условий гарантированной безопасности от  $\Phi$ . — весовая балансировка элеронов и рулей.

$\Phi$ . характеризуется критической скоростью, видом колебаний, частотой. Для конкретного самолёта существует вполне определённая для данной высоты полёта скорость полёта  $V = V_{кр}$ ; при  $V < V_{кр}$  колебания затухают, а при  $V > V_{кр}$  колебания нарастают. Критическая скорость  $\Phi$ . —  $V_{кр}$  — «внутренняя» характеристика, присущая конкретному ЛА данной конструкции (подобно собственной частоте, массе и пр.). Значение  $V_{кр}$  ЛА с заданными обводами определяется массовыми и жёсткостными характеристиками конструкции. При этом влияние внутреннего трения конструкции в большинстве случаев пренебрежимо мало. Колебания конструкции при  $\Phi$ . происходят по меньшей мере с двумя степенями свободы, что возможно, если конструкция способна колебаться по двум (или более) различным формам. Частота  $\Phi$ . близка к частотам первых тонов собственных колебаний конструкции. Колебания могут происходить на любых, в том числе и на малых, углах атаки и при безотрывном обтекании несущей поверхности. Эти особенности  $\Phi$ . определяют способы его предотвращения на самолёте. Среди них главное место занимают те способы, которые так изменяют «внутренние» свойства конструкции, что нарушается или ослабляется связь между степенями свободы, то есть совместность колебаний по различным формам (примером может служить весовая балансировка).

Основной критерий безопасности от  $\Phi$ . — соотношение между критической скоростью  $\Phi$ .  $V_{кр}$  и максимальной (предельной) скоростью полёта  $V_{пред}$ , которую может достигнуть самолёт.  $V_{кр}$  должна превышать  $V_{пред}$  в некоторое число  $k$  раз;  $k$  — коэффициент запаса, задаваемый *Нормами прочности*. Это условие должно выполняться не только в исходном варианте конструкции, но и при некотором изменении её параметров. Поэтому наряду с запасом по скорости конструкция должна иметь запасы по значению параметров. Значение  $V_{кр}$  зависит от целого ряда конструктивных параметров самолёта: жёсткости, относительной толщины профиля, размещения масс, положения и способа крепления двигателей, степени весовой балансировки органов управления и др. Эта зависимость не монотонна, и изменение какого-либо параметра в одну и ту

же сторону может в одних случаях приводить к увеличению  $V_{кр}$ , а в других — к снижению. В ряде случаев даже малое изменение конструктивного параметра влечёт за собой весьма сильное изменение  $V_{кр}$ .

При анализе безопасности от  $\Phi$ . целесообразно условно разделять все виды  $\Phi$ ., которым может быть подвержен самолёт, на две основные группы: безрулевой  $\Phi$ . и рулевой  $\Phi$ ., или  $\Phi$ . органов управления. К первой группе относится  $\Phi$ . тех видов, при которых можно пренебречь относительными перемещениями органов управления, то есть считать, что руль (или элерон) является как бы жёсткой, неотклоняемой частью основной несущей поверхности (крыла, стабилизатора, киля). Ко второй группе относится  $\Phi$ . тех видов, в которых главную роль играют колебания органов управления (элеронов, элевон, руля, триммера и др.). Внутри каждой группы  $\Phi$ . существует большое число различных форм  $\Phi$ ., отличающихся как характером упругих деформаций и перемещений конструкции, так и значениями  $V_{кр}$  и частоты колебаний  $p_{фл}$ . Во многих случаях название  $\Phi$ . показывает, какие именно упругие деформации и перемещения конструкции (её степени свободы) являются в данном случае определяющими: например, различают изгибно-крутильный  $\Phi$ . крыла (крыло при вибрациях изгибается и закручивается), изгибно-элеронный  $\Phi$ . (крыло изгибается и отклоняется элерон), крутильно-элеронный  $\Phi$ . (крыло закручивается и отклоняется элерон), изгибно-элеронно-триммерный  $\Phi$ . (крыло изгибается, отклоняются элерон и триммер).

Изменением конструктивных параметров самолёта  $V_{кр}$  всегда может быть увеличена. Например, для изгибно-крутильного  $\Phi$ . крыла к увеличению  $V_{кр}$  приводят: одновременное увеличение всех жёсткостей конструкции; увеличение жёсткости кручения крыла, приводящее к повышению частоты его крутильных колебаний; перемещение вперёд линии центров масс сечений крыла; уменьшение разнесения масс по хорде (в особенности к концу крыла); увеличение сужения крыла; рациональные размещения больших сосредоточенных грузов на крыле (двигатель, баки, шасси и др.); увеличение жёсткости заделки корневого сечения. Для элеронного  $\Phi$ . крыла к увеличению  $V_{кр}$  приводят: весовая балансировка элерона; одновременное увеличение всех жёсткостей конструкции; увеличение жёсткости силовых приводов и проводки управления (при котором, однако, не происходит сближения частот собственных колебаний крыла и элерона на проводке); присоединение к элерону гидравлического или инерционного демпферов; весовая балансировка триммера (если элерон имеет триммер) и увеличение жёсткости его проводки. Для «местного», так называемого панельного,  $\Phi$ . обшивки к увеличению  $V_{кр}$  приводят: увеличение толщины обшивки; уменьшение линейных размеров «клетки», образуемой продольно-поперечными элементами набора (крыла, корпуса, головки ракеты и др.).

Для  $\Phi$ . лопасти несущего винта вертолёт к увеличению  $V_{кр}$  (понимается критическое число оборотов несущего винта) приводят: уменьшение «поперечной центровки» лопасти, то есть перемещение вперёд линии центров масс поперечных сечений лопасти; использование профилей с возможно более задним положением аэродинамических фокусов; уменьшение передаточного числа регулятора взмаха; увеличение жёсткости заземления лопасти в комле на кручение.

Для  $\Phi$ ., каждой формы можно указать два — три конструктивных параметра, изменение которых особенно сильно изменяет значение  $V_{кр}$ . Эти характерные («определяющие») параметры различны для различных форм  $\Phi$ . После задания линейных размеров самолёта к числу таких параметров будут относиться, например, жёсткость крыла на кручение или местоположение двигателя на крыле, расстояние от центра тяжести органа управления до его оси вращения (степень весовой балансировки).

Существуют 2 основных типа зависимости  $V_{кр}$  от определяющего параметра. Один из них типичен для безрулевого  $\Phi$ . (рис. 1, а, б), а другой — для рулевого  $\Phi$ . (рис. 1, в). В тех случаях, когда имеет место зависимость первого типа, должны быть выдержаны такие значения определяющих параметров, при которых  $V_{кр}$  в достаточной степени превышает  $V_{пред}$  то есть должен быть выдержан запас по значению скорости полёта. В тех случаях, когда имеет место зависимость

второго типа, должны быть выдержаны такие значения определяющих параметров, при которых **Ф.** невозможен при любой скорости полёта, то есть должен быть выдержан запас по параметру.

Для каждого конкретного ЛА значение  $V_{кр}$  устанавливается при проектировании в результате комплекса следующих работ: определения масс и жёсткостей конструкции; определения аэродинамических воздействий на колеблющееся крыло (стабилизатор, киль и др.); расчёта на **Ф.**; испытаний на **Ф.** в аэродинамических трубах динамически подобных флаттерных моделей, частотных испытаний натуре и модели; лётных испытаний на **Ф.**

Основная задача модельных испытаний и расчёта на **Ф.** — определить  $V_{кр}$  (рис. 2) и убедиться в том, что для всех высот кривая наименьших  $V_{кр}$  данного ЛА лежит (с известным запасом) правее заданной техническими требованиями кривой  $V_{пред}$  (или, что вообще  $V_{кр}$  не существует, является мнимой величиной).

Определяя  $V_{кр}$  при различных значениях конструктивных параметров, устанавливают границу устойчивости в координатах  $(V, \{\{\mu\}\}_i)$ , где  $\{\{\mu\}\}_i$  — некоторый конструктивный параметр (рис. 3). В результате испытаний и расчётов на **Ф.** определяют запасы по скорости полёта и запасы по параметрам. Другая основная задача испытаний и расчётов на **Ф.** — подбор весовой балансировки.

Как всякое автоколебание, **Ф.** может иметь предельный цикл. Однако достижение безопасности от **Ф.** должно исключать возможность самого появления **Ф.** в полёте, поэтому определение предельных циклов обычно не входит в задачу испытаний и расчётов на **Ф.**

*Лит.:* см. при ст. *Аэроупругость*.

*Л. С. Попов.*

**Рис. 1.** Зависимость  $V_{кр}$  от определяющего параметра:  $a$  и  $b$  — для безрулевого флаттера;  $v$  — для рулевого флаттера.

**Рис. 2.** Графическое представление  $V_{кр}$  и  $V_{пред}$  в координатах  $H — V$  (высота — скорость).

**Рис. 3.** Зона флаттера в координатах  $V_{кр} — \{\{\mu\}\}_i$  (критическая скорость — конструктивный параметр).

**Флиссский** Михаил Романович (1904—1966) — советский конструктор авиационных двигателей. Окончил Московский механический институт имени М. В. Ломоносова (1930). С 1930 на Московском авиамоторном заводе имени М. В. Фрунзе, в 1944—53 и 1962—66 главный конструктор этого перебазируемого в Куйбышев завода. Участвовал совместно с *А. А. Микулиным* в создании двигателей АМ-34, АМ-38, АМ-38Ф, АМ-42. В 1953-62 в ОКБ *Н. Д. Кузнецова*. Создал модифицированный двигатель НК-12МА. Государственная премия СССР (1942, 1946). Награждён 4 орденами Ленина, орденом Трудового Красного Знамени, медалями.

**М. Р. Флиссский.**

**Флоров** Илья Флорентьевич (1908—1983) — советский авиаконструктор, доктор технических наук (1970). После окончания Новочеркасского авиационного института (1931) работал инженером-конструктором, заместитель начальника, начальник ОКБ. Участвовал в создании ряда модификаций истребителя И-16. Совместно с *А. А. Боровковым* спроектировал первый советский двухместный учебно-тренировочный истребитель УТИ-1, затем УТИ-2, -3 и -4, впоследствии манёвренный истребитель-биплан И-207. С 1941 в ОКБ *В. Ф. Болховитинова* (начальник отдела, заместитель главного конструктора), где принимал участие в создании первого советский реактивного истребителя. С 1944 начальник самолётного сектора НИИ, где под его руководством спроектирован и построен экспериментальный самолёт с ЖРД. С 1948 в ЦИАМ, где разработал теоретические основы методов оценки эффективности применения двигателей на ЛА различного

назначения. Награждён орденом Октябрьской Революции, 2 орденами Трудового Красного Знамени, медалями.

### И. Ф. Флоров.

**Флюгирование винта** — поворот (во время полёта самолёта) лопастей *воздушного вито* изменяемого шага в такое положение, при котором предотвращается *авторотация* винта, а вклад винта в лобовое сопротивление самолёта становится минимальным. Требуемый эффект достигается при угле установки лопастей (относительно плоскости вращения) около  $85\{\{\circ\}\}$ . **Ф. в.** применяется при вынужденной остановке двигателя в полёте.

**Фокке** (Focke) Генрих (1890—1979) — немецкий конструктор и учёный в области вертолётостроения. Конструированием самолётов начал заниматься с 1908. В 1919—20 совместно с Г. Вульфом построил моноплан с двигателем «Аргус» мощностью около 36 кВт. В 1920 окончил технологический институт в Бремене. В 1924 вместе с Г. Вульфом организовал в Бремене самолётостроительную фирму «Фокке-Вульф», где строились лёгкомоторные самолёты. С 1930 занимался винтокрылыми ЛА. В 1932 наладил лицензионное производство *автожиров*. В 1936 построил вертолёт Fw 61 с характеристиками, приемлемыми для практического применения. Организовал предприятие «Фокке-Ахгелис» (Focke-Achgelis) в Дельменхорсте, на котором построил в 1940 транспортный вертолёт FA 223. Занимался разработкой вертолётостроения во Франции (1945—47), Великобритании (1948), Нидерландах (1951—52), Бразилии (1954) и ФРГ (1954—56). Им разработана одновинтовая схема с двумя рулевыми винтами с наклонёнными осями. Всего под руководством **Ф.** построено 47 ЛА. Автор многочисленных работ по аэродинамике, конструкции и прочности вертолётостроения.

### Г. Фокке.

**«Фокке-Вульф»** (Focke-Wulf Flugzeugbau GmbH) — самолётостроительная фирма Германии. Основана в Бремене в 1924 при участии авиаконструктора *Г. Фокке* и бывшего военного лётчика Г. Вульфа (G. Wulf, 1895—1927). В 1931 в состав «**Ф.-В.**» вошла фирма «Альбатрос». В 1963 в результате объединения «**Ф.-В.**» и «Везер-флюгцейгбау» (Weser-Flugzeugbau GmbH) образована фирма «Ферайнигте флюгтехнине верке». На «**Ф.-В.**» под руководством Фокке было создано около 35 типов самолётов. Наиболее известны лёгкие транспортные самолёты F 19 «Энте» схемы «утка», A17, A21, A29 и A38. На построенном в 1936 экспериментальном вертолёте Fw 61 (рис. в табл. XV) был установлен ряд рекордов. В 1932 техническим руководителем фирмы стал К. Танк (K. Tank, 1898—1983), который разработал ряд самолётов, широко применявшихся во 2-й мировой войне: учебные Fw 44, Fw 55, Fw 56, Fw 58, разведчик Fw 189 (1938, см. рис. в табл. XXI), истребители Fw 190 (1939, выпущено около 20 тыс., см. рис. в табл. XXII), Ta 152, Ta 154, бомбардировщики Fw 191, Fw 200C. С 1956 фирма выпускала по лицензии лёгкие самолёты. Основные данные некоторых самолётов фирмы приведены в табл.

Табл. — Военные самолёты фирмы «Фокке-Вульф»

Основные данные	Разведчик	Истребители		Бомбардировщик-разведчик	Истребитель-бомбардировщик
	Fw 189 A-1	Fw 190 A-8	Ta 154 A-1	Fw 200 C-3	Ta 152 C-1
Первый полёт, год...	1938	1944	1944	1941	1944
Число и тип двигателей.....	2 ПД	1 ПД	2 ПД	4 ПД	1 ПД
Мощность двигателя, кВт.....	342	1270	1100	700	1710

Длина самолёта, м...	11,9	8,84	12,6	23,85	10,36
Высота самолёта, м	3,1	3,96	3,67	6,3	—
Размах крыла, м.....	18,4	10,5	16	33	11
Площадь крыла, м <sup>2</sup> .....	38	18,3	32,4	118,4	19,6
Взлетная масса максимальная, т.....	3,95	4,9	8,845	22,7	5,52
Масса пустого самолёта, т.....	2,69	3,17	—	14,18	—
Боевая нагрузка, т...	0,2	—	—	1,5	—
Максимальная дальность полёта, км.....	670	1520	1370	4440	—
Максимальная скорость полёта, км/ч.....	344	657	632	384	747
Потолок, м.....	7000	10300	10920	8500	10860
Экипаж, чел.....	3	1	2	7	1
Вооружение:					
пушки .....	—	4{{×}}20 мм	2{{×}}20 мм; 4{{×}}30 мм	2{{×}}20 мм	4{{×}}20 мм; 1{{×}}30 мм
пулемёты .....	4{{×}}7,9 мм	2{{×}}13 мм	—	4{{×}}7,9 мм	—

**Фоккер** (Fokker) Антони Герман Герард (1890—1939) — нидерландский лётчик, авиаконструктор и промышленник. Учился в средней школе в Харлеме (Нидерланды); после службы в армии поступил в 1910 в автошколу в Германии, где строил свои первые самолёты и получил свидетельство пилота (1911). В 1912 основал авиационную фирму (в Йоханнстале близ Берлина), которую в 1913 перевёл в Шверин, где открыл также лётную школу. Проектировал и выпускал широко применявшиеся Германией в 1-ю мировую войну истребители, в том числе монопланы E.I и E.III, бипланы D.VII и D.VIII, триплан Dr.I, разведывательные и учебные самолёты. Впервые (1915) применил синхронизатор для стрельбы через диск воздушного винта. В 1919 перевёл фирму в Амстердам (см. «Фоккер»), где строились пассажирские и военные самолёты. Ряд моделей **Ф.** выпускался по лицензиям в других странах. К наиболее известным самолётам **Ф.** относится F.VII, на трёхмоторном варианте которого совершён ряд рекордных полётов, а в 1926 американские лётчики Р. Бэрд и Ф. Беннетт достигли Северного полюса. В 20-е гг. пяти-, семиместные самолёты F.III обслуживали авиалинии, связывающие Москву с Берлином, Кенигсбергом и Минеральными Водами. В 1922 **Ф.** переселился в США, где также развернул авиационное производство, позже принял американское гражданство. В конце 20-х гг. пассажирские самолёты **Ф.** пользовались в США большим успехом, но в 1931 их выпуск там был прекращён. На европейских линиях самолёты **Ф.** доминировали до начала 30-х гг., однако его новые пассажирские самолёты оказались неконкурентоспособными, и **Ф.** выпускал в Нидерландах главным образом военные самолёты. Всего на фирмах **Ф.** разработано около 200 типов самолётов. Портрет см. на стр. 635.

А. Г. Г. Фоккер.

**«Фоккер»** (Fokker) — сокращённое название самолётостроительных фирм, основанных *А. Г. Г. Фоккером*. в Германии, Нидерландах и США. В 1-ю мировую войну на фирме Fokker Flugzeugwerke, основанной в 1913 в Германии, большими сериями выпускались истребители, в том числе монопланы E.I и E.III (рис. в табл. VII), бипланы D.VII (рис. в табл. IX) и D.VIII, триплан Dr.1 (рис. в табл. VIII), а также разведывательные и учебные самолёты (всего построено 3350 экземпляров). В 1919 оборудование этой фирмы было вывезено в Нидерланды, где новая фирма (NV Koninklijke Nederlandse Vliegtuigfabriek Fokker) развернула производство военных и гражданских самолётов. В 1969 в результате слияния с «Ферайнигте флюгтехнише верке» стала нидерландским филиалом Fokker-VFW транснационального объединения, в 1980 вышла из него, восстановив прежнее название. К наиболее известным самолётам 20—30-х гг. относятся истребители D.XI (первый полёт в 1923), D.XII и XIII (1924), D.XXI (1936), G.1A (1937), D.XXIII (1939), многоцелевой самолёт C.V (1924), гидросамолёты-торпедоносцы T.IV (1927) и T.VIII (1938). Широкое распространение получили пассажирские самолёты F.VII с одним ПД (1924) и F.VII-3m с тремя ПД (1925, см. рис. в табл. XIV). Основанная в США фирма «Ф.» (Fokker Aircraft Corporation of America) в конце 20-х гг. была одним из крупнейших авиапредприятий мира и основным поставщиком авиакомпаний США, но в 1930 была поглощена концерном «Дженерал моторс» (General Motors). После 2-й мировой войны нидерландская фирма «Ф.» участвовала в производстве истребителей фирм Великобритании и США, выпускала тренировочные самолёты собственной конструкции, в том числе реактивный S-14. Широко известны пассажирские самолёты F.27 «Френдшип» с ТВД (1955, см. рис. в табл. XXXII) и реактивный F.28 «Феллоушип» (1967, см. рис. 1); их производство завершено в 1986—87 выпуском соответственно 786 и 241 самолётов. Ведётся серийное производство пассажирских самолётов Фоккер 50 (1985, см. рис. 2) и Фоккер 100 (1986, см. рис. 3). К др. программам 80-х гг. относятся сборка истребителей F-16 фирмы «Дженерал дайнемикс», участие в производстве пассажирских самолётов «Эрбас индастри» А300, А310 и др. Всего фирмой разработано свыше 125 моделей военных и гражданских самолётов. Основные данные некоторых самолётов фирмы приведены в табл.

*Ю. Я. Шилов.*

**Рис. 1.** Пассажирский самолёт F.28 «Феллоушип».

**Рис. 2.** Пассажирский самолёт Фоккер 50.

**Рис. 3.** Пассажирский самолёт Фоккер 100.

Табл. — Пассажирские самолёты фирмы «Фоккер»

Основные данные	F.27 Mk 500	F.28 Mk 4000	Фоккер 50	Фоккер 100
Первый полёт, год.....	1967	1976	1985	1986
Число и тип двигателей.....	2 ТВД	2 ТРДД	2 ТВД	2 ТРДД
Мощность двигателя, кВт.....	1600	—	1610	—
Тяга двигателя, кН.....	—	44	—	61,6
Длина самолёта, м.....	25,06	29,61	25,25	35,53
Высота самолёта, м.....	8,71	8,47	8,32	8,5
Размах крыла, м.....	29	25,07	29	28,08
Площадь крыла, м <sup>2</sup> .....	70	79	70	94,3

Взлётная масса, т.....	20,82	31,52	20,82	43,1
Масса снаряжённого самолёта, т.....	12,7	17,65	12,63	24,38
Максимальное число пассажиров.....	60	85	58	107
Максимальная коммерческая нагрузка, т.....	5,9	10,58	5,67	12,39
Дальность полёта с максимальным числом пассажиров, км.....	1740	1741	~3000	2161
Крейсерская скорость полёта, км/ч.....	480	678	532	746—845
Экипаж, чел.....	2	2	2	2

**Фокус аэродинамический** — точка приложения приращения подъёмной силы  $\{\{\Delta\}\}Y$  при изменении угла атаки  $\{\{\alpha\}\}$ . В **Ф. а.** ( $X_F$  на рис.) коэффициент продольного момента  $m_z$  не зависит от угла атаки или коэффициента подъёмной силы  $c_y$  (см. *Аэродинамические коэффициенты*). Понятие **Ф. а.** применимо к профилю, крылу, самолёту. Положение **Ф. а.** определяется в долях САХ. При *Маха числе* полёта  $M_{\{\{\infty\}\}} \ll 1$  фокус профиля расположен примерно на 25% САХ, при  $M_{\{\{\infty\}\}} > 1$  примерно на 50% САХ. На положение **Ф. а.** ЛА влияют характеристики крыла, горизонтального оперения, фюзеляжа и др., а при больших *приборных скоростях* и упругие свойства конструкции. Наряду с **Ф. а.** по углу атаки используется понятие **второго фокуса** по углу отклонения закрылков, элевонов. Понятие **Ф. а.** оказывается особенно полезным при анализе *устойчивости* ЛА в области линейного участка зависимости коэффициента подъёмной силы от угла атаки, так как положение **Ф. а.** на докритических числах  $M$  зависит только от аэродинамической схемы (на закритических числах  $M$  зависит и от числа  $M$ ) и не меняется при изменении угла атаки в отличие от положения *центра давления*  $X_d$ , которое меняется при изменении угла атаки. Понятие **Ф. а.** крыла и самолёта введено *С. А. Чаплыгиным* в 1922.

**Положения аэродинамического фокуса и центра давления некоторого профиля при двух значениях угла атаки.**

**«Фолленд»** (Folland Aircraft) — самолётостроительная фирма Великобритании. Образована в 1935, указанное название с 1937. В 1960 вошла в состав концерна *«Хокер Сидли»*. Выпускала самолёты для ВМС Великобритании, после 1945 в основном участвовала в программах других авиационных фирм. В 1955 создала лёгкий реактивный истребитель и учебно-тренировочный самолёт «Нэт» (выпускался серийно в Великобритании и по лицензии в Индии).

**Фомин** Александр Александрович (1907—1941) — советский воздухоплаватель. Окончил воздухоплавательную школу ГВФ (1935) и работал пилотом-инструктором свободных аэростатов, начальник испытательного отдела Центральной аэрологической обсерватории Гидрометеослужбы СССР. В 1935—38 совершал полёты на свободных аэростатах с планерами, сбрасывавшимися с высоты 2200 и 5100 м. По заданию АН СССР в 1938—40 летал на субстратостатах на высоте 9—11 км для изучения космических лучей. Совместно с *А. Ф. Крикуном* проводил полёты для отработки методики прыжков с парашютом из открытой гондолы аэростата, летящего на высоте от 140 до 8000 м. Командир стратостата-парашюта ВР-60 «Комсомол», поднявшегося 12 октября 1939 на высоту 16800 м. С начала Великой Отечественной войны командир отряда аэростатов наблюдения, использовавшихся для корректировки артиллерийской стрельбы. Погиб в бою.

А. А. Фомин.

**Фомин** Николай Васильевич (1869—1942) — советский конструктор свободных и привязных аэростатов и первого советский дирижабля, профессор воздухоплавания (1938), кандидат технических наук (1938). В 1893—98 учился в университетах США. Вернувшись в Россию, окончил Петербургский электротехнический институт (1905), офицерскую воздухоплавательную школу в Петербурге и специальные курсы Военно-инженерной академии (1908). Разработал систему радиотелеграфа для дирижаблей и самолётов. **Ф.** — один из организаторов Красного воздушного флота. Начальник Воздухоплавательного отдела научно-технического комитета Главного управления Военно-воздушного флота. В 1920—33 руководил строительством и испытаниями свободных и привязных аэростатов, надувных понтонов и пневмокаркасных сооружений для армии. В 1924—25 разработал конструкцию первого советского дирижабля «Московский химик-резинщик», руководил его постройкой и испытаниями. В 1930 руководил строительством дирижабля «Комсомольская правда». Преподавал на курсах высшего пилотажа Красной Армии, в МВТУ и Военно-воздушной академии РККА имени профессора Н. Е. Жуковского. Портрет см. на стр. 636.

Н. В. Фомин.

**Фонарь кабины экипажа** — остеклённая выступающая или вписанная в контур основного обвода часть *фюзеляжа*, предназначенная для обзора при пилотировании ЛА. Форма и остекление **Ф. к. э.** должны обеспечивать минимальное лобовое сопротивление и заданные предельные углы обзора в полёте, на взлёте и посадке. В зависимости от высотности ЛА различают герметичные и негерметичные **Ф. к. э.**

**Ф. к. э.** лёгких ЛА с размещением экипажа в один ряд (тандем) часто используется для входа и аварийного покидания (рис. 1); состоит из передней неподвижной части (с основным рабочим остеклением), средней (в виде сдвижной, откидываемой вверх или открываемой в сторону части с механическим управлением) и иногда задней неподвижной части. **Ф. к. э.** средних и тяжёлых боевых, транспортных и пассажирских ЛА выполняется в виде объёмной остеклённой конструкции, обеспечивающей обзор для членов экипажа (рис. 2). Основное рабочее остекление — два — четыре передних стекла, остальное остекление — вспомогательное (обеспечивает обзор в пределах заданных углов для данного ЛА). На некоторых высокоскоростных самолётах устанавливается отклоняющийся носовой обтекатель (рис. 3).

**Ф. к. э.** состоит из объёмного стержневого или рамного каркаса с закреплённым в нём остеклением. Каркас изготавливается из высокопрочных сварных стальных труб и профилей, штампованных рамок из алюминиевых и магниевых сплавов. Передние рабочие стёкла **Ф. к. э.** выполняются в виде блоков из высокопрочного и высокопрозрачного (иногда теплостойкого) многослойного, как правило, плоского, силикатного *стекла*. Для предотвращения обледенения в полёте передние стёкла снабжаются *противообледенительной системой*, а иногда и механическими щётками-стеклоочистителями. Чтобы стёкла не запотевали изнутри, предусмотрен обдув их тёплым воздухом через специальные насадки. Боковое верхнее и нижнее вспомогательное остекление обычно имеет форму внешнего обвода ЛА и выполняется в виде двойных стеклоблоков из органического стекла. Для исключения запотевания стеклоблоков, имеющих единое резиновое обрамление, устанавливается осушительная система для воздуха, поступающего в межстекольное пространство. **Ф. к. э.** средних и тяжёлых ЛА имеют, как правило, на обоих бортах сдвижные форточки для связи с наземной службой при движении ЛА по земле; одновременно они служат и аварийными выходами при срочной эвакуации экипажа.

В. К. Рахилин.

**Рис. 1.** Фонарь кабины лётчика на истребителе: 1 — передняя часть; 2 — боковое стекло, 3 — передний замок; 4 — ручка замка фонаря; 5 — задняя часть; 6 — сдвижная часть; 7 — переднее стекло.

**Рис. 2.** Фонарь кабины экипажа пассажирского самолёта: 1 — лобовые стёкла; 2 — боковые стёкла; 3 — рамки каркаса фонаря.

**Рис. 3.** Отклоняющийся носовой обтекатель самолёта «Конкорд» (М — число Маха).

**Форкиль** — см. в ст. *Гребень аэродинамический*.

**Форсажная камера сгорания** (от франц. *forçage* — принуждение, форсирование) — устройство для сжигания топлива в отработавших в турбине газах с целью повышения тяги ТРД за счёт повышения температуры газов перед реактивным соплом и соответствующего увеличения скорости истечения реактивной струи. Наибольшее увеличение тяги ТРДФ соответствует полному использованию кислорода, содержащегося в газах за турбиной. **Ф. к. с.** располагается между турбиной 1 (см. рис.) и реактивным соплом 6 и состоит из диффузора 2 для торможения потока газа до скорости, позволяющей организовать устойчивое горение топлива, коллекторов 3 форсунок, распыливающих топливо, кольцевых и радиальных стабилизаторов 4 пламени (угловых профилей), перфорированного теплозащитного экрана 5, предохраняющего корпус **Ф. к. с.** Экран 5 используется также как акустический поглотитель волновой энергии ВЧ колебаний давления, иногда возникающих при горении. Воспламенение топлива производится электрической свечой, факелом от специальной пусковой камеры или факелом (через турбину) от основной камеры сгорания. В ТРДФ в процесс горения вовлекается также воздух наружного контура. В общей на оба контура **Ф. к. с.** на входе часто устанавливаются смесители. Вариантом является **Ф. к. с.** только в наружном контуре ТРДФ. Первые **Ф. к. с.** появились в начале 50-х гг. и вскоре стали почти обязательным элементом двигателей для самолётов со сверхзвуковой скоростью полёта. В современной **Ф. к. с.** обеспечивается практически полное использование свободного кислорода и теплоты сгорания топлива, что позволяет увеличивать тягу ТРД на 50%, а ТРДД — на 65—75%.

*А. А. Горбатко.*

**Форсажная камера ТРДФ;** 1 — турбина двигателя; 2 — диффузор; 3 — коллекторы форсунок; 4 — стабилизатор пламени; 5 — теплозащитный экран; 6 — сопло.

**Форсирование двигателя** (от франц. *forcer* — усиливать) — вывод двигателя на такой режим, при котором его тяга превышает максимальную тягу, установленную для двигателя данного образца. Наибольшее распространение получили следующие 3 способа форсирования авиационных ГТД.

1. **Ф. д.** путём подачи дополнительного количества топлива в камеру сгорания, в результате чего увеличиваются частота вращения роторов, температура газа перед турбиной, степень повышения давления и расход воздуха с соответствующим возрастанием тяги. Поскольку на таком режиме механические и тепловые нагрузки на некоторые узлы и детали двигателя превышают их максимальные нормированные значения, режим получил название чрезвычайного. Двигатели старой конструкции, не имевшие запаса по температуре и частоте вращения, после работы на чрезвычайном режиме, как правило, подлежали капитальному ремонту (с заменой ряда деталей новыми). Современные двигатели рассчитаны на режимы работы, превышающие максимальные эксплуатационные, и для них, если это не оговаривается специально, ремонт после работы на чрезвычайном режиме не обязателен.

2. **Ф. д.** впрыском жидкости (как правило, воды) на входе в компрессор или в камеру сгорания. В данном случае рост тяги двигателя обеспечивается увеличением массы рабочего тела, а при впрыске на входе в компрессор — и снижением потребной мощности компрессора из-за уменьшения температуры воздуха на его входе. Этот способ **Ф. д.** существенно уступает предыдущему по экономичности, его применение ограничивается некоторыми ТРД и ТРДД ранних поколений.

3. **Ф. д.** подачей топлива в специальную *форсажную камеру сгорания*, расположенную перед реактивным соплом. Такое **Ф. д.** применяется практически на всех самолётах, имеющих

сверхзвуковую скорость полёта. Форсажная камера сгорания несколько утяжеляет и заметно удлиняет двигатель. В некоторых случаях она определяет *миделевое сечение*. В то же время на старте этот способ позволяет увеличивать тягу двигателя на 40—60%, чего нельзя достигнуть другими способами. С увеличением скорости полёта относительное приращение тяги возрастает. Экономичность при максимальном **Ф. д.** таким способом ухудшается в 2 раза и более, но с ростом скорости полёта это ухудшение становится меньше, и на скоростях, соответствующих 2,5—3 скоростям звука, форсажный двигатель становится даже более экономичным, чем бесфорсажный. Первые два способа **Ф. д.** применяются кратковременно, а на самолётах пассажирской и транспортной авиации — в экстремальных случаях (например, взлёт с короткой ВПП, отказ одного из двигателей, неблагоприятное сочетание атмосферных условий — высокая температура и понижение атмосферного давления).

*С. Д. Решедько.*

**Форсунка топливная** (от англ. force — нагнетать, усиливать) — устройство для распыливания жидкого топлива, подаваемого в камеру сгорания двигателя. Характеризуется коэффициентом расхода, углом топливного факела, качеством распыливания и распределения топлива в факеле. Различают 2 основных типа **Ф. т.**: механические и пневматические. В механических **Ф. т.** для дробления топлива используется его кинетическая энергия, в пневматических — кинетическая энергия воздушного потока. В авиационных ГТД применяются главным образом механические **Ф. т.** (центробежные или струйные), при распыливании топлива которыми существенную роль играет также обтекание **Ф. т.** газом. В центробежных **Ф. т.** топливо закручивается и вытекает из сопла **Ф. т.**, образуя полый факел. В струйных **Ф. т.** незакрученный поток топлива истекает через цилиндрическое или профилированное сопло. Широкое применение нашли регулируемые центробежные **Ф. т.**: двухсопловые, двухступенчатые и др. В них можно увеличивать площадь сопла или коэффициент расхода по мере возрастания давления топлива. Так, в двухсопловой **Ф. т.** (см. рис.) при запуске двигателя топливо подаётся только через внутреннее сопло; при увеличении давления топлива включается наружное сопло. Таким образом достигается широкий диапазон изменения расхода топлива при требуемом качестве распыливания.

*Л. А. Клячко.*

Регулируемая двухсопловая топливная форсунка: 1 — наружное сопло; 2 — внутреннее сопло; 3 — корпус форсунки; 4 — накидная гайка; 5 — канал противонагарного обдува; 6 — завихритель внутреннего сопла; 7 — завихритель наружного сопла.

**Франкль** Феликс Исидорович (1905—1961) — советский учёный в области газодинамики, доктор технических (1934) и физико-математических (1936) наук, член-корреспондент Академии артиллерийских наук (1947), член Национального комитета СССР по теоретической и прикладной механике (с 1956). Родился в Австрии, в СССР с 1929. Окончил Венский университет (1927, доктор философии). Работал в ЦАГИ (1931—44), Артиллерийской академии имени Ф. Э. Дзержинского (1944—51), преподавал в университетах. Автор фундаментальных исследований по около- и транзвуковой газовой динамике, методов решения широкого класса газодинамических задач и т. д.

**Ф. И. Франкль.**

**Фридляндер** Иосиф Наумович (р. 1913) — советский металловед, академик АН СССР (1984; член-корреспондент 1976). Окончил МВТУ (1937). С 1936 в ВИАМ. Основные труды в области металловедения лёгких сплавов и композиционных материалов. Под руководством **Ф.** разработаны многие высокопрочные, жаропрочные, криогенные сплавы для ЛА. Ленинская премия (1963), Государственная премия СССР (1949). Награждён орденом Октябрьской Революции, 2 орденами Трудового Красного Знамени, 2 орденами «Знак Почёта», медалями.

**Соч.:** Алюминиевые сплавы. Металловедение алюминия и его сплавов, М., 1971 (совм. с др.).

И. Н. Фридляндер.

**Фридман** Александр Александрович (1888—1925) — советский учёный, один из создателей современной динамической метеорологии, профессор (1918), доктор физико-математических наук (1922). Окончил Петербургский университет (1910). С 1913 работал в Павловской аэрологической обсерватории, с 1920 — в Главной физической обсерватории, преподавал в вузах Петрограда. Основные труды по гидродинамике, динамической метеорологии, теоретической физике и пр. В 1922 вывел общее уравнение для определения вихря скорости, которое приобрело фундаментальное значение в теории прогноза погоды. В 1922—23 нашёл нестационарные решения гравитационных уравнения Эйнштейна, доказав возможность существования нестационарной (расширяющейся) Вселенной. Этот результат лёг в основу современной космологии. В 1929 его теория подтвердилась открытием явления разбегания галактик. Совместно с Л. В. Келлером в 1924—25 указал систему характеристик структуры турбулентного потока, построил замкнутую систему уравнений, связав пульсации скорости и давления в двух точках потока в разные моменты времени. Эти работы заложили основы современной статистической теории турбулентности. В 1925 с научно-исследовательскими целями поднялся на аэростате на высоту 7,4 км. Премия имени Ленина (1931, посмертно).

А. А. Фридман.

**«Фудзи»** (Fuji Jukogyo Kabushiki Kaisha, Fuji Heavy Industries Ltd — FHI) — японский промышленный концерн с авиастроительным сектором. См. в ст. «Накадзима».

**Функция тока** — скалярная функция  $\{\{\psi\}\}$  пространственных координат и времени  $t$ , сохраняющая неизменным своё значение на *линии тока*, то есть удовлетворяющая условию  $\mathbf{V} \text{grad} \{\{\psi\}\} = 0$ , где  $\mathbf{V}$  — вектор скорости. В аэро- и гидродинамике существование **Ф. т.** является следствием *неразрывности уравнения*. Для *плоскопараллельного течения* в декартовой системе координат  $x, y$  **Ф. т.** связана с проекциями  $u, \{\{v\}\}$  вектора скорости на эти оси и плотностью  $\{\{\rho\}\}$  соотношениями

$$\{\{\rho\}\}u = \left\{ \left\{ \frac{\partial \psi}{\partial y} \right\} \right\}, \{\{\rho\}\}\{\{v\}\} = \left\{ \left\{ -\frac{\partial \psi}{\partial x} - \frac{\partial}{\partial t} \int_0^y \rho dy \right\} \right\}.$$

Уравнение  $\{\{\psi\}\}(x, y) = \text{const}$  определяет семейство линий тока исследуемого течения, а разность значений **Ф. т.** — расход жидкости или газа между двумя линиями тока. Для осесимметричного течения в цилиндрической системе координат  $x, r$  **Ф. т.** связана с компонентами  $u_x, u_r$  вектора скорости соотношениями

$$r\{\{\rho\}\}u_x = \left\{ \left\{ \frac{\partial \psi}{\partial r} \right\} \right\}, r\{\{\rho\}\}u_r = \left\{ \left\{ -\frac{\partial \psi}{\partial x} - \frac{\partial}{\partial t} \int_0^r \rho r dr \right\} \right\},$$

и её часто называют **Ф. т. Стокса**. Уравнение  $\{\{\psi\}\}(x, r) = \text{const}$  определяет семейство поверхностей тока, полученных вращением линий тока вокруг оси симметрии, а разность значений **Ф. т.** характеризует расход жидкости или газа между двумя рассматриваемыми поверхностями тока. Для трёхмерного течения приходится вводить две функции тока.

**Ф. т.** используются при изучении движения как *идеальной жидкости*, так и вязкой жидкости, поэтому уравнения и граничные условия, определяющие их поведение, зависят от исследуемой задачи. В общем случае для определения **Ф. т.** служат *количества движения уравнения*, в которых компоненты вектора скорости заменены их выражениями через производные **Ф. т.** В частном случае плоскопараллельного *безвихревого течения* идеальной жидкости **Ф. т.** является решением уравнения Лапласа  $\{\{\Delta \psi\}\} = 0$ .

Лит.: см. при ст. *Аэродинамика, Гидродинамика*.

**«Фэрчайлд индастрис»** (Fairchild Industries Inc.) — авиакосмический концерн США. В 1964 в результате слияния с фирмой «Хиллер» получил название «Фэрчайлд-Хиллер». Современное название с 1972. Авиационное производство с 1925. В 30-е гг. основной продукцией были 3—5-местные транспортные самолёты и ПД. Во время 2-й мировой войны большими партиями выпускались лёгкие военно-транспортные и связные самолёты, учебно-тренировочные самолёты «Корнелл» (первый полёт в 1938, на заводах концерна построено около 5000), а также 6- и 12-цилиндровые ПД воздушного охлаждения. В 1944 создан военно-транспортный самолёт С-82, после войны велось производство военно-транспортных самолётов С-119 «Флайинг бокскар» (1947, построен 1051, см. рис. в табл. XXX) и С-123 «Провайдер» (1954, свыше 300). До начала 60-х гг. выпускались УР, позже было развёрнуто производство бортового электронного оборудования, специализированных ЭВМ и систем спутниковой связи. Двигателестроительное отделение закрыто в 1959. По лицензии фирмы «Фоккер» строились пассажирские самолёты F-27 и FH-227. После присоединения в 1954 фирмы «Американ геликоптер» (American Helicopter Co.) началась разработка вертолётов; в 1964—74 выпускались вертолёты конструкции «Хиллер». К программам создания боевых самолётов концерн приступил после присоединения в 1965 фирмы «Рипаблик», ставшей отделением «Ф. и.» с названием «Фэрчайлд-Рипаблик». В 1972 создан штурмовик А-10 «Тандерболт» II (выпущено 713, см. рис. в табл. XXXVI). В 1982 на основе филиала «Свеаринген эркрафт» (Swearingen Aircraft Corp.) образовано отделение для выпуска лёгких пассажирских самолётов «Мерлин» и «Метро». Совместно с фирмой «СААБ-Скания» разработан пассажирский самолёт SF.340 (1983) для местных авиалиний. Основные данные некоторых самолётов концерна приведены в табл.

В. В. Беляев.

Табл. — Самолёты концерна «Фэрчайлд индастрис»

Основные данные	Военно-транспортные		Штурмовик А-10	Пассажирский самолёт «Метро» III
	С-82А	С-119G		
Первый полёт, год.....	1944	1952	1972	1980
Число и тип двигателей.....	2 ПД	2 ПД	2 ТРДД	2 ТВД
Мощность двигателя, кВт.....	1570	2590	—	745
Тяга двигателя, кН.....	—	—	40,3	—
Длина самолета, м.....	23,51	26,4	16,26	18,09
Высота самолёта, м.....	8,05	8	4,47	5,08
Размах крыла, м.....	32,48	33,3	17,53	17,37
Площадь крыла, м <sup>2</sup> .....	130	134	47,01	28,71
Взлётная масса, т:				
нормальная.....	22,68	29	—	6,57
максимальная.....	24,52	33,8	22,68	7,26
Масса пустого самолёта, т.....	14,2	18,15	11,3	4,1

Максимальная боевая (перевозимая) нагрузка, т.....	5,9	13	7,26	До 20 пассажиров
Максимальная скорость полёта, км/ч..	380	475	680	515
Максимальная дальность полёта, км...	6240	3700	4360	2130
Потолок, м.....	6710	7300	—	8380
Экипаж, чел.....	3—4	3—5	1	2
Число десантников.....	41	67	—	20
Вооружение.....	—	—	1 пушка (30 мм), НАР	УР, —

**«Фэрчайлд-Рипаблик»** (Fairchild Republic Co.) — отделение авиакосмического концерна «Фэрчайлд индастрис».

**Фюзеляж** (фр. fuselage, от fuseau — веретено) — основной агрегат ЛА, предназначенный для размещения экипажа, пассажиров, грузов и оборудования, одновременно служащий для крепления крыла, оперения, шасси, силовой установки и т. п. На некоторых гидросамолётах **Ф.** выполняется в виде лодки, обеспечивающей посадку на воду.

С целью улучшения общих характеристик ЛА при разработке конструкции **Ф.** стремятся обеспечить минимальное лобовое сопротивление и оптимальную объёмную компоновку. Схема **Ф.** разрабатывается в зависимости от назначения ЛА (см. *Аэродинамическая схема*). В 1940 В. Н. Беляевым был построен экспериментальный дальний бомбардировщик ДБ-ЛК, внешне напоминающий «летающее крыло», но имевший два фюзеляжа — гондолы (рис. 1). В «чистой» схеме «летающее крыло» **Ф.** вообще отсутствует, а необходимые объёмы для размещения экипажа и полезной нагрузки выделяются внутри крыла, имеющего большую строительную высоту. Двухбалочный самолёт (рис. 2) имеет гондолу-**Ф.**, обеспечивающую наиболее эффективное размещение пилота и стрелка-радиста либо наблюдателя на штурмовике или разведчике. Наиболее распространённой оказалась «классическая» схема самолёта (рис. 3) с одним **Ф.** При этой компоновке в носовой части **Ф.**, как правило, размещаются кабина экипажа, требующая незатенённого конструкцией обзора, носовая опора шасси, вооружение, радиолокационное оборудование или агрегаты силовой установки (на лёгких самолётах). В средней части по условиям *центровки* наиболее целесообразно размещение крыла, главных опор шасси, двигателей, топливных баков, пассажирской кабины или грузовых отсеков. В хвостовой части **Ф.** находятся узлы крепления оперения, люки грузовых отсеков, хвостовая опора шасси, средства защиты (на военных самолётах) или средства связи. В процессе эксплуатации на конструкцию **Ф.** действует совокупность нагрузок в различных сочетаниях: нагрузки в узлах крепления основных агрегатов (крыла, оперения, силовой установки и др.); вес конструкции, полезной нагрузки и оборудования; аэродинамические силы, действующие на поверхность **Ф.**; нагрузки от внутреннего избыточного давления в *гермокабине* **Ф.**; вибрации и акустические нагрузки; нагрузки от внешних подвесок грузов, антенны и т. д. Пределы допустимых нагрузок, случаи нагружения и коэффициент безопасности регламентируются *Нормами прочности* и др. нормативными документами.

По типу применяемых конструкций **Ф.** можно разделить на ферменные и балочные. **Ферменный Ф.**, распространённый в конструкциях первых самолётов, применяется редко и, как правило, только в лёгких спортивных или тренировочных самолётах (рис. 4). Основные элементы

форменного  $\Phi$ .: *лонжероны*, стойки, раскосы, расчалки и др. При этом в конструкцию форменного  $\Phi$ ., как правило, входят горизонтальная и вертикальная фермы с соединяющими их элементами, обеспечивающими общую жёсткость каркаса  $\Phi$ . Для улучшения аэродинамических характеристик ферменная конструкция обычно обтягивается полотняной или фанерной обшивкой, а в отдельных местах закрывается съёмными обтекателями (*гаргротами*).

Переходным типом конструкции между ферменным и балочным является геодезический  $\Phi$ . (рис. 5). Он используется редко.

**Балочный  $\Phi$ .** наиболее распространён. Получил название по аналогии с консольной одностеночной балкой. Изгиб и нормальные силы (сжатия, растяжения) в балочном  $\Phi$ . воспринимаются продольными силовыми элементами (лонжеронами, *стрингерами*), обшивкой или оребрёнными монолитными *панелями*. Перерезывающая сила воспринимается главным образом обшивкой. Местные сосредоточенные силы воспринимаются усиленными и типовыми *шпангоутами*, обеспечивающими сохранение общей формы  $\Phi$ . Балочный  $\Phi$ . имеет несколько разновидностей: балочно-лонжеронную (рис. 6), в которой основные продольные нагрузки воспринимаются мощными лонжеронами (*бимсами*); балочно-стрингерную, или *полумонокк*; балочно-обшивочную, или *монокк*. Из приведённых разновидностей балочно-стрингерный  $\Phi$ . наиболее совершенен. Эта разновидность конструкции позволяет получить любую форму  $\Phi$ . и необходимую прочность при высокой весовой отдаче благодаря возможности изменять площади и расположение конструктивных элементов, входящих в состав  $\Phi$ . Любая выбранная конструкция должна удовлетворять общим конструктивно-технологическим требованиям: обеспечивать заданную статическую прочность, жёсткость, ресурс и живучесть при минимальной массе конструкции; быть пригодной для осмотра и ремонта; иметь простую конструкцию и технологию, обеспечивающие низкую стоимость производства.

$\Phi$ . самолёта обычно представляет собой вытянутое по потоку веретенообразное тело с плоскостью симметрии, совпадающей, как правило, с плоскостью симметрии ЛА. Его основными геометрическими параметрами являются *удлинение*, относительная площадь *миделевого сечения*  $S_{\text{мид}} = S_{\text{мид}}/S_{\text{кр}}$ , относительная площадь оmyиваемой поверхности  $S_{\text{ом}} = S_{\text{ом}}/S_{\text{кр}}$ , где  $S_{\text{ом}}$  — площадь поверхности  $\Phi$ .,  $S$  — площадь крыла. Простейшим  $\Phi$ . является осесимметричное тело вращения, в частности тело, имеющее цилиндрическую среднюю часть и заострённые или округлённые носовую и хвостовую части.

$\Phi$ . самолётов 80-х гг. имеют сложные пространственные формы из-за компоновочных и эксплуатационных требований. В ряде компоновок  $\Phi$ . объединяется с воздухозаборниками и соплами силовой установки; иногда носовая часть  $\Phi$ . одновременно является воздухозаборником, а хвостовая часть совмещается с соплами двигателей. В так называемых интегральных компоновках роль  $\Phi$ . может выполнять корневая часть крыла сложной формы в плане с большими наплывами.

Несущие свойства изолированного  $\Phi$ . невелики и качественно соответствуют несущим свойствам крыльев очень малого удлинения. Характерным является наличие у  $\Phi$ . линейно возрастающего по углу атаки (скольжения) продольного (путевого) момента (см. *Аэродинамические силы и моменты*), обусловленного в основном действием пары сил и поэтому практически не зависящего от центровки.

При заданном объёме  $\Phi$ . самолёта должен обладать минимальным *сопротивлением аэродинамическим*, он обычно имеет сужающуюся и заострённую хвостовую часть, так как наличие донного среза приводит к появлению значительного *донного сопротивления*. При сверхзвуковых скоростях полёта основной вклад в аэродинамическое сопротивление  $\Phi$ . вносит *волновое сопротивление*. Для простейшего  $\Phi$ . с цилиндрической средней частью волновое сопротивление определяется волновыми сопротивлениями его носовой и хвостовой частей, значения которых обратно пропорциональны квадратам их удлинений. При заданных значениях объёма и длины минимальным волновым сопротивлением обладает тело Сирса — Хаака,

представляющее собой осесимметричное тело вращения с контуром:  $(R/R_{\max}) = [1 - (2x/l_{\Phi})^2]^{3/2}$ , где  $R$  — радиус  $\Phi$ . на расстоянии  $x$  от его середины,  $R_{\max}$  — максимальный радиус  $\Phi$ . (в середине),  $l_{\Phi}$  — длина  $\Phi$ .; при этом объём  $\Phi$ .  $Q = 3\{\pi\}l_{\Phi}S_{\text{мид}}/16$ . Это тело является эталонным при построении  $\Phi$ . с использованием *площадей правила*.

При больших углах атаки поперечное отрывное обтекание  $\Phi$ . приводит к образованию над его верхней поверхностью пары вихрей, которые могут оказывать существенное влияние на характеристики продольной и путевой устойчивости компоновки из-за *интерференции аэродинамической*.

При установке на  $\Phi$ . крыла и оперений также возникают значительные перераспределения аэродинамических нагрузок. В связи с этим обводы  $\Phi$ . часто модифицируют с учётом интерференциальных эффектов. Характерным примером являются поджатия  $\Phi$ ., выполняемые в соответствии с около- или сверхзвуковым правилом площадей. Большое внимание в практической аэродинамике уделяется выбору оптимальных форм *зализ* в области сопряжения крыла и  $\Phi$ .

В ракетной технике вместо термина « $\Phi$ .» обычно используют термин «корпус».

*Л. Е. Васильев, В. К. Рахилин.*

**Рис. 1.** Двухфюзеляжный самолёт.

**Рис. 2.** Двухбалочный самолёт.

**Рис. 3.** Самолёт «классической» схемы.

**Рис. 4.** Ферменная конструкция фюзеляжа.

**Рис. 5.** Фюзеляж геодезической конструкции.

**Рис. 6.** Фюзеляж балочно-лонжеронной конструкции: 1 — лонжерон; 2 — типовой шпангоут; 3 — стрингер; 4 — усиленный шпангоут.

**ХАИ** — обозначение самолётов, созданных в 30-х гг. в Харьковском авиационном институте. В серии строились разработанные под руководством *И. Г. Немана* пассажирский самолёт ХАИ-1 и самолёт ХАИ-5 (разведчик Р-10, использовавшийся также как пассажирский самолёт под обозначением ПС-5).

ХАИ-1 (1932, см. рис. в табл. XII) — низкоплан цельнодеревянной конструкции — был первым в СССР самолётом с убирающимся в полёте шасси. С двигателем М-22 мощностью 353 кВт мог развивать высокую для своего времени скорость — до 324 км/ч. Пассажировместимость — 6 человек. Построено 43 экземпляра, эксплуатировались до начала Великой Отечественной войны.

**Характеристик метод** — метод теоретического исследования и расчёта стационарных сверхзвуковых течений и нестационарных течений идеального газа, которые описываются *Эйлера уравнениями* гиперболического типа и имеют действительные характеристики. С математической точки зрения характеристические поверхности, или **характеристики**, — поверхности, на которых произвольные начальные условия не определяют однозначного решения задачи Коши; с физической точки зрения они являются границами распространения малых возмущений в потоке. В трёхмерном сверхзвуковом течении через каждую точку проходит однопараметрическое семейство волновых характеристических поверхностей, а их огибающая, собранная из бихарактеристик (характеристический коноид), в данной точке касается *Маха конуса*. На них выполняются характеристические соотношения совместности, содержащие производные по двум касательным направлениям. Другой тип характеристических поверхностей — *поверхности тока*. В двумерном течении рассматриваются две волновые характеристики и *линия тока* (или траектория в нестационарном течении), а соотношения совместности вдоль характеристик переходят в обыкновенные дифференциальные уравнения.

**Х. м.** основан на замене исходной системы уравнений эквивалентной системой характеристических соотношений (их иногда называют уравнениями в канонической форме). Аналитические решения при этом возможны лишь в простейших случаях (волны Римана, *Прандтля — Майера течение* и т. п.). Эффективным является численный **Х. м.**, где эти соотношения представляются в конечноразностном виде на характеристической сетке, которая заранее неизвестна и строится вместе с продвижением решения. Алгоритм **Х. м.** состоит из последовательного расчёта ряда типовых узловых точек сетки (внутри поля течения, на ударной волне, на стенке, на свободной поверхности и др.). В **Х. м.** решение можно также рассчитывать по слоям (где постоянна одна координата) и комбинировать подходы **Х. м.** и метода сеток.

Достоинства численного **Х. м.** — упрощение исходных уравнений на характеристических поверхностях, точный учёт границ области зависимости решения от заданных начальных и граничных условий. Однако **Х. м.** не универсален, а узлы характеристической сетки располагаются нерегулярно. **Х. м.** целесообразно применять при расчёте сверхзвуковых или нестационарных течений, когда скачков уплотнения мало и их можно выделить, а также при решении вариационных задач сверхзвуковой газодинамики, когда надо строго рассматривать области зависимости решения от начальных и граничных условий. **Х. м.** обобщается на случай сверхзвукового равновесного и неравновесного течения с физико-химическими процессами, магнетогидродинамического течения, течения многофазной среды.

*Лит.:* Магомедов К. М., Холодов А. С., Сеточно-характеристические численные методы, М., 1988; Пирумов У. Г., Росляков Г. С., Газовая динамика сопел, М., 1990.

*П. И. Чушкин.*

**Характеристики двигателя** — зависимости основных параметров двигателя от величин, характеризующих режим и внешние условия его работы. При эксплуатации авиационного двигателя на ЛА *режимы работы двигателя* устанавливаются в зависимости от требуемой тяги (мощности) для обеспечения лётно-технических характеристик ЛА. Установление и поддержание режимов — задача *регулирования двигателя*. Зависимости *тяги двигателя (мощности двигателя) и удельного расхода топлива* от параметров регулирования (главным образом частоты вращения ротора или расхода топлива), соответствующие заданным условиям полёта (высоте  $H$  и *Маха числу* полёта  $M_{\{\infty\}}$ ) и программе регулирования, называются **дрессельными характеристиками**. Зависимость тяги (мощности) и удельного расхода топлива двигателя при заданном режиме его работы от высоты полёта называется **высотной характеристикой**, а от скорости полёта или числа  $M_{\{\infty\}}$  — **скоростной характеристикой**. Зависимости тяги  $P$  (мощности) и удельного расхода  $C_{уд}$  топлива ГТД от высоты и числа  $M_{\{\infty\}}$  при заданных программе регулирования и режиме работы называется **высотно-скоростными характеристиками**. Пример высотно-скоростных характеристик приведен на рис. Влияние скорости полёта на характеристики ГТД зависит от *параметров рабочего процесса двигателя*. Увеличение степени повышения давления в компрессоре  $\{\{\pi\}\}_k^*$  и степени двухконтурности приводит к тому, что кривая тяги ТРДД имеет более пологий характер протекания по скорости полёта, чем в обычном ТРД, при этом *удельная тяга* становится равной нулю при меньших числах  $M_{\{\infty\}}$ . *Нерабочая область характеристик* дана на рис. штриховыми линиями. Влияние температуры газа перед турбиной  $T_r^*$  является обратным, то есть с увеличением  $T_r^*$  кривая тяги двигателя имеет более крутой характер протекания по скорости полёта. Влияние высоты полёта связано с уменьшением плотности  $\{\{\rho\}\}$  и (до  $H = 11$  км) температуры  $T_H$  атмосферного воздуха. Уменьшение  $T_H$  приводит к возрастанию удельной тяги  $P_{уд}$  до  $H = 11$  км, в дальнейшем она остаётся неизменной. Уменьшение  $\{\{\rho\}\}$  приводит к уменьшению расхода воздуха, что влияет на тягу существенно сильнее, чем некоторое возрастание  $P_{уд}$ , и поэтому тяга двигателя резко падает при увеличении высоты полёта. Иногда под **Х. д.** понимают его параметры.

*Лит.:* Теория реактивных двигателей. Рабочий процесс и характеристики, под ред. Б. С. Стечкина, М., 1958; Теория воздушно-реактивных двигателей, под ред. С. М. Шляхтенко, М., 1975.

*В. О. Боровик, Б. Ш. Ланда.*

Высотно-скоростные характеристики ТРД ( $T_r^* = 1400 \text{ К}$ ,  $\{\{\pi\}\}_k^* = 6$ ).

**Характеристики летательного аппарата** — комплекс количественных показателей и выраженных в аналитическом или графическом виде зависимостей их от каких-либо факторов (или между собой), описывающих различные свойства или признаки ЛА. К числу основных **Х. л. а.** относятся *геометрические характеристики, аэродинамические характеристики, весовые характеристики, лётно-технические характеристики* (включая *взлётно-посадочные характеристики* и *характеристики манёвренности*), *характеристики двигателя, экономические характеристики, характеристики устойчивости и управляемости, надёжности, эксплуатационной технологичности, топливной эффективности, боевой эффективности.* Многие **Х. л. а.** в части терминов и определений в нашей стране стандартизованы.

**Характеристический конус** — то же, что *Маха конус*.

**Характеристическое уравнение.** Во многих случаях физические процессы, происходящие в системах, описываются системой обыкновенных линейных дифференциальных уравнений с постоянными коэффициентами, которая в достаточно общем случае может быть сведена к дифференциальному уравнению вида

$$\left\{ \left\{ \frac{d^n Z(t)}{dt^n} + a_1 \frac{d^{n-1} Z(t)}{dt^{n-1}} + \dots + a_{n-1} \frac{dZ(t)}{dt} + a_n Z(t) = b_0 \frac{d^{m-1} F(t)}{dt^{m-1}} + \dots + b_{m-1} \frac{dF(t)}{dt} + b_m F(t) \right\} \right\}$$

[при  $F(t) \equiv 0$  это уравнение называется однородным]. Здесь  $a_1, b_1$  — постоянные коэффициенты, выражающиеся, например, через *аэродинамические коэффициенты*;  $Z(t)$  — неизвестная функция времени  $t$ ;  $F(t)$  — заданное, зависящее от времени внешнее возмущение. Если ввести обозначение  $d^i/dt^i = p^i$  так, что  $d^i Z(t)/dt^i = p^i Z(t)$ , то это уравнение можно переписать в виде  $L(p)Z(t) = S(p)F(t)$ , где  $L(p)$  и  $S(p)$  — некоторые многочлены степеней  $n$  и  $m$  соответственно. Полученный таким образом многочлен  $L(p) = p^n + a_1 p^{n-1} + \dots + a_{n-1} p + a_n$  называется **характеристическим многочленом (полиномом)**, а уравнение  $L(p) = 0$  — **характеристическим уравнением** (существуют и другие способы получения **Х. у.** — см., например, ст. *Передаточная функция*). Корни **Х. у.** определяют вид решения линейного однородного дифференциального уравнения и тем самым тип собственного движения системы (периодические, затухающее и т. п.). **Х. у.** линейной системы не зависит от того, относительно какой из её переменных (например, скорость полёта или *угол атаки* при исследовании *продольного движения*) составляется дифференциальное уравнение и какие возмущающие и задающие воздействия в эту систему вводятся.

Необходимым и достаточным условием устойчивости решения системы обыкновенных линейных дифференциальных уравнений является отрицательность всех действительных частей корней **Х. у.** При этом оказывается, что положительность всех коэффициентов характеристического полинома является необходимым и достаточным условием устойчивости для систем первого и второго порядков и лишь необходимым условием устойчивости (обеспечивается отрицательность только вещественных корней) для систем третьего и более высоких порядков. Существуют различные способы исследования на основе **Х. у.** устойчивости систем, например метод построения областей устойчивости, алгебраические и частотные критерии. **Х. у.** широко используется при исследовании *динамики полёта, устойчивости ЛА* и его *управляемости*.

*Лит.:* Попов Е. П., Динамика систем автоматического регулирования, М., 1954; Понтрягин Л. С., Обыкновенные дифференциальные уравнения, 4 изд., М., 1974.

Ю. Б. Дубов.

**Харбинский авиационный завод** — авиационное предприятие Китайской Народной Республики. Образован в 1938. Выпускал самолёты *Аэро 45, Як-12* и *Ан-2* (под обозначением *У-5*), вертолёты *Ми-4* (под обозначениями *З-5* и *З-6*), двигатели *ВК-1* и *АШ-82*, бомбардировщики *Ил-28* (под обозначением *Н-5*). С начала 80-х гг. производил по лицензии вертолёты *Аэроспасьяль «Дофен» 2*

(Z-9). Разработал сельскохозяйственные и лёгкие транспортные самолёты Y-11 с двумя ПД (первый полёт в 1975, выпускался до конца 80-х гг.) и Y-12 с двумя РВД (1982), а также летающую лодку SH-5 (1976).

**Харитонов** Николай Николаевич (р. 1922) — советский военный лётчик и лётчик-испытатель, полковник, Герой Советского Союза (1944). Окончил Таганрогскую военно-авиационную школу пилотов имени В. П. Чкалова (1941), Высшую школу штурманов и лётчиков авиации дальнего действия, Высшую офицерскую лётно-тактическую школу дальней авиации (1947). В 1939—58 в Советской Армии. В Великую Отечественную войну совершил 285 боевых вылетов. Командир первого полка стратегических бомбардировщиков Ту-95. С 1958 — лётчик-испытатель, с 1977 — инженер лётно-испытательного комплекса. Испытывал боевые самолёты Ту-4, Ту-16, Ту-22М, Ту-95 и др. и их модификации, пассажирские самолёты Ту-104, Ту-110, Ту-114, Ту-124, Ту-134, Ту-154 и их модификации. Награжден 3 орденами Ленина, 2 орденами Красного Знамени, орденом Александра Невского, 2 орденами Отечественной войны 1-й степени, орденами Красной Звезды, «Знак Почёта», медалями.

**Н. Н. Харитонов.**

**Харламов** Николай Михайлович (1892—1937) — советский руководитель авиационной промышленности. Участник Гражданской войны. После окончания Военно-воздушной академии РККА имени профессора Н. Е. Жуковского (1926; ныне ВВИА) был оставлен адъюнктом при ней и назначен заместителем председателя научно-технического комитета управления ВВС, где работал до середины 1930. Затем назначен заместителем начальника Всесоюзного авиационного объединения по научно-исследовательским работам и опытному строительству. С 1931 помощник начальника Глававиапрома *П. И. Баранова* по научно-исследовательским и опытным работам, с 1932 одновременно начальник ЦАГИ. С 1927 ответственный редактор журнала «Техника Воздушного Флота». Награждён орденами Ленина и Красной Звезды. Необоснованно репрессирован; реабилитирован посмертно.

**Н. М. Харламов.**

**Харламов** Семён Ильич (1921—1990) — генерал-полковник авиации (1975), Герой Советского Союза (1945), заслуженный военный лётчик СССР (1972). В Советской Армии в 1939—88. Окончил Сталинградскую военную авиационную школу пилотов (1942), Военно-воздушную академию (1955; ныне имени Ю. А. Гагарина), Военную академию Генштаба Вооружённых Сил СССР (1961). В 1945 командир авиационного истребительного полка. За время Великой Отечественной войны совершил 732 боевых вылета, провёл 85 воздушных боёв, сбил 11 самолётов противника. Командовал авиационной дивизией (1957—59), воздушной армией (1967—71), в 1972—88 заместитель председателя ЦК ДОСААФ СССР. С 1973 вице-президент ФАИ (награждён золотой авиационной медалью), с 1987 председатель Федерации авиационного спорта СССР. Награждён орденами Ленина, Октябрьской Революции, 5 орденами Красного Знамени, орденами Александра Невского, Отечественной войны 1-й и 2-й степени, 2 орденами Красной Звезды, медалями, а также многими иностранными орденами и медалями. Портрет см. на стр. 640.

**С. И. Харламов.**

**Харьковский авиационный институт (ХАИ) имени Н. Е. Жуковского** — высшее учебное заведение в области авиастроения. Основано в 1930. В 1978 институту присвоено имя Н. Е. Жуковского. С институтом связана деятельность таких конструкторов и учёных, как *О. К. Антонов, А. М. Люлька, В. А. Лотарев, К. А. Калинин, И. Г. Неман* и др. Среди выпускников института крупные организаторы промышленности, лауреаты Ленинской и Государственной премий СССР, Герои Социалистического Труда. В составе института (1990): факультеты — самолётостроения, летательных аппаратов, двигателей ЛА, систем управления ЛА, радиотехнических систем ЛА, 2 вечерних; подготовительное отделение, факультет повышения квалификации инженерно-технических работников авиационной промышленности; 43 кафедры, научно-исследовательский

сектор, в котором 2 проблемные и 13 отраслевых лабораторий, студенческое КБ, лаборатория дельтапланеризма, авиамодельная лаборатория, учебно-экспериментальный завод. В 1989/90 учебном году в институте обучалось 9 тыс. студентов, работало около 800 преподавателей, в том числе академики и член-корреспондент АН СССР и АН УССР, свыше 40 профессоров и докторов наук, свыше 300 доцентов и кандидатов наук. Издаются (с 1939) «Труды». Институт награждён орденом Ленина (1980).

**Харьковское авиационное производственное объединение** — берёт начало от Харьковского авиационного завода имени Совнаркома УССР, образовано в 1926 на базе авиационных мастерских акционерного общества «Укрвоздухпуть». С 1932 — Харьковский завод опытного самолётостроения, с 1934 — завод № 135 Наркомтяжпрома. КБ завода возглавляли *К. А. Калинин* (1926—34), *Д. П. Григорович* (1934—35), *И. Г. Неман* (1936—38), *П. О. Сухой* (1939—40), *П. Д. Грушин* (1940—41). На заводе строились многие серийные и опытные самолёты, в том числе *Калинина самолёты* (К-2, К-3, К-4, К-5, К-6, К-7, К-9, К-10), *ХАИ-1*, *И-З*, *ИП-1*, *ХАИ-5* (Р-10), *Су-2*, *Гр-1*. В октябре — ноябре 1941 завод перебазирован в Пермь, где выпускал самолёты *Су-2*. В январе 1942 был расформирован. Воссоздан в августе 1943 как завод № 135 Наркомавиапрома на старой базе в Харькове и приступил к сборке истребителей *Як-7*, *Як-3*, *Як-9* из готовых частей. В послевоенный период строились пассажирский самолёт *Як-8*, учебно-тренировочные самолёты *Як-18*, *МиГ-15УТИ*, в 50—80-х гг. основной продукцией стали пассажирские и транспортные самолёты (*Ту-104*, *Ту-124*, *Ту-134*, *Ан-72*, *Ан-74*). В 1976 на основе завода образовано ПО. Предприятие награждено орденами Октябрьской Революции (1984), Трудового Красного Знамени (1976).

**Хачатуров** Константин Рубенович (1917—1988) — советский конструктор авиационных двигателей, доктор технических наук (1983), Герой Социалистического Труда (1974). Окончил МАИ (1940). С 1939 работал в различных авиадвигателестроительных КБ. В 1967—82 главный конструктор авиамоторостроительного завода «Красный Октябрь». Руководил созданием модификаций и внедрением в серийное производство ТРД С. К. Туманского. Двигатели **Х.** установлены на самолётах А. И. Микояна, Р. А. Белякова, П. О. Сухого. Ленинская премия (1988). Награждён 2 орденами Ленина, орденом «Знак Почёта», медалями.

**К. Р. Хачатуров.**

**Хейнкель** (Heinkel) Эрнст (1888—1958) — немецкий авиаконструктор и промышленник. После окончания высшей технической школы в Штутгарте (1911) построил свой первый самолёт типа биплана *А. Фармана*, в 1913—22 главный конструктор ряда авиационных фирм. В 1913—18 создал около 50 типов самолётов, применявшихся Германией и Австрией в 1-й мировой войне. На первом самолёте-амфибии **Х.** в 1914 был установлен мировой рекорд продолжительности полёта (свыше 24 ч). В 1922 основал фирму «Хейнкель», где до 1945 создал свыше 100 типов военных и гражданских самолётов, в том числе первые экспериментальные реактивные самолёты *He.176* с ЖРД и *He.178* с ТРД (1939), а также истребители *He.280* с двумя ТРД (1941) и *He.162* с ТРД над фюзеляжем (1944). С 1950 **Х.** руководил воссозданной фирмой. Всего под руководством **Х.** создано 154 типа самолётов и 5 типов ТРД.

**Э. Хейнкель.**

**«Хейнкель»** (Ernst Heinkel AG) — фирма Германии. Основана в 1922 *Э. Хейнкелем*, до 1943 называлась «Эрнст Хейнкель флюгцойгверке» (Ernst Heinkel Flugzeugwerke GmbH), с 1955 — «Эрнст Хейнкель флюгцойгбау» (Ernst Heinkel Flugzeugbau GmbH). В 1964 слилась с фирмой «Ферайнигте флюгтехнише верке». В 20-е гг. строила военные гидросамолёты, спортивные и рекордные самолёты. В 1931 начала выпускать катапульты для старта гидросамолётов с морских судов. Наиболее известны: скоростной транспортный самолёт *He.70* с убирающимся шасси (первый полёт в 1932), истребители: биплан *He.51* (1933) и моноплан *He.112* (1935), скоростной транспортный самолёт *He.111*, ставший основой для серии военно-транспортных самолётов и бомбардировщиков (1934, построено 5656, см. рис. в табл. XXI), тяжёлый бомбардировщик *He.177*

(1939), поплавковый торпедоносец He.115 (1936), реактивные самолёты He.176 и He.178 (1939, см. рис. в табл. XV), He.280 (1941), He.162 (1944), ночной тяжёлый истребитель He.219 (1942; один из первых с РЛС). С 1935 велись разработка и производство ТРД. До капитуляции Германии фирма выпустила свыше 10 тыс. самолётов различных типов. В 1950 воссоздана в ФРГ, выпускала двигатели и мотороллеры. В 1955 перешла на авиационное производство (участие в лицензионном выпуске тренировочных самолётов Фуга «Мажистер», истребителей-бомбардировщиков Локхид F-104 и ФИАТ G-91, в постройке экспериментального СВВП — истребителя VJ 101С). Основные данные некоторых самолётов фирмы приведены в табл.

Ю. Я. Шилов.

**Хенсон** (Henson) Уильям Сэмюэл (1805—1888) — английский изобретатель, автор первого детального проекта самолёта. Развивая идеи Дж. Кейли, Х. в 1842 опубликовал проект крылатого ЛА, а в 1843 получил на него патент. Его ЛА были присущи основные черты будущих самолётов. Это был моноплан (рис. в табл. I) с хвостовым оперением, состоящим из горизонтальных и вертикальных управляющих поверхностей, трёхколёсным шасси, закрытой пассажирской кабиной — фюзеляжем, паровой машиной, приводящей во вращение два толкающих воздушных винта (изменением частоты вращения одного из винтов предполагалось управлять креном ЛА). Ввиду малой мощности паровой машины (22,4 кВт при массе ЛА около 1360 кг) взлёт должен был осуществляться с наклонной эстакады. Попытки создать устойчивую летающую модель успеха не имели.

У. С. Хенсон.

**«Хеншель»** (Henschel Flugzeugwerke AG) — самолётостроительная фирма Германии. Основана в 1933 как дочерняя фирма локомотиво- и станкостроительного концерна. Специализировалась главным образом на производстве ближних разведывательных самолётов, истребителей-бомбардировщиков, штурмовиков и высотных самолётов для ВВС Германии. За первым тренировочным самолётом Hs121 (первый полёт в 1934) последовали разведчик Hs122 (1935), истребитель-бомбардировщик Hs123 (1935), разведчик Hs126 (1937), широко применявшийся во время 2-й мировой войны (выпущено 510), штурмовик Hs129 (1939, выпущено около 900), высотный бомбардировщик и разведчик Hs130 (1940). В начале 1945 строила реактивный пикирующий бомбардировщик Hs132 с одним ТРД над фюзеляжем и бомбовой нагрузкой до 1 т. Филиал фирмы разрабатывал управляемое оружие. В 1958 восстановленная фирма переключилась на ремонт вертолётов, выпуск авиационного оборудования, испытательной аппаратуры и стендов.

Табл. — Самолёты фирмы «Хейнкель»

Основные данные	Истребители			Бомбардировщики		Перехватчики	
	He.51 А-1	He.178*	He.280**	He.177 А-1	He.111 Н-6	He.219 а-2	He.162 А-2
Первый полёт, год..	1935	1939	1941	1942	1941	1943	1945
Число и тип двигателей.....	1 ПД	1 ТРД	2 ТРД	2 ПД	2 ПД	2 ПД	1 ТРД
Мощность двигателя, кВт.....	552	—	—	1990	999	1170	—
Тяга двигателя, кН	—	4,41	6,86	—	—	—	7,85
Длина самолёта, м..	8,4	7,48	10,4	20,4	16,6	15,55	9,25
Высота самолёта, м	3,2	—	—	6,4	4,2	4,4	2,55

Размах крыла, м.....	11	8	12	31,44	22,6	18,5	7,2
Площадь крыла, м <sup>2</sup>	27,2	7,9	21,5	102	87,6	44,5	11,2
Взлётная масса максимальная, т.....	1,9	2	4,27	29,96	12,03	13,58	2,49
Масса пустого самолёта, т.....	1,62	1,56	3,22	18,97	7,72	9,22	1,8
Бомбовая нагрузка, т.....	—	—	—	2,4	2	—	—
Максимальная дальность полета, км.....	570	—	700	1200	2800	2150	700
Максимальная скорость полёта, км/ч.....	330	850	930	510	435	616	840
Потолок, м.....	7700	—	15000	7000	8400	9300	12000
Экипаж, чел.....	1	1	1	5	5	3	1
Вооружение:						4{{×}}2	
пушки.....	—	—	3{{×}}2 0 мм	1{{×}}20 мм	2{{×}}20 мм	0 мм; 2{{×}}3 0 мм	2{{×}}20 мм
пулемёты.....	2{{×}}7, 9 мм	—	—	2{{×}}7, 5 мм; 3{{×}}13 мм	6{{×}}7,9 мм	—	—

\* Экспериментальный. \*\* Опытный.

**«Хиллер»** (Hiller Aircraft Company) — вертолётостроительная фирма США. Осн. в 1942, с 1964 отделение концерна «Фэрчайлд индастрис», которое в 1967 объединено с самолётостроительным отделением данного концерна. В 1944 фирмой построен экспериментальный вертолёт с соосными несущими винтами, затем ряд других моделей, в том числе лёгкий вертолёт HJ-1 с ПВРД на концах несущего винта и сверхлёгкий вертолёт — «летающий мотоцикл». Первый серийный вертолёт фирмы — Хиллер 360 [первый полёт в 1955, выпущено свыше 2,2 тыс. в гражданском (UH-12) и военном (H-23) вариантах]. В 1959 начались лётные испытания экспериментального транспортного СВВП Х-18, оснащённого поворотным крылом с двумя ТВД и соосными винтами. В 1963 создан лёгкий разведывательный вертолёт OH-5A, а позже его пятиместный гражданский вариант FH-1100. В 1973 образована фирма «Хиллер авиэйшен» (Hiller Aviation Inc.), получившая право на производство вертолётов бывшей фирмы «Х.» и начавшая выпуск трёхместных вертолётов UH-12E с ПД и ГТД и с 1982 — улучшенные модели FH-1100A «Пегас» с ГТД. В 1984 она стала филиалом фирмы «Роджерсон эркрафт» (Rogerson Aircraft Corporation), специализировавшейся на производстве компонентов авиационных конструкций и систем, и получила современное название «Роджерсон-Хиллер». В 1985 здесь создан военный вариант вертолётa FH-1100 — RH-1100M «Хорнет».

**«Хиони»** — обозначение самолётов, строившихся в Одессе В. Н. Хиони, дипломированным пилотом, греком по происхождению. Его первый самолёт — двухместный моноплан с двигателем

«Гном-Моносупап» мощностью 73,5 кВт (рис. в табл. V) участвовал в конкурсе военных отечественных аэропланов в Петербурге в 1912. В числе других его самолётов опытный двухфюзеляжный двухдвигательный биплан «Х.» № 4 (1916) и двухместный биплан «Х.» № 5 с двигателем «ФИАТ» мощностью 73,5 кВт (1923). Известный под названием «Конёк-горбунок», этот самолёт был выпущен в количестве 30 экземпляров и применялся для опыливания с воздуха сельскохозяйственных культур ядохимикатами (первый советский сельскохозяйственный самолёт).

**Хладоресурс топлива** — определяется количеством теплоты, которое можно передать топливу от нагретых элементов ЛА, масла, воздуха и пр. Численно физический **Х. т.** равен изменению полного теплосодержания топлива в заданном интервале температур. Хладоресурс индивидуальных углеводородов в жидком состоянии в интервале от температуры плавления до температуры кипения возрастает по всем гомологическим рядам при увеличении числа атомов углерода  $n$  в молекуле. При  $n \geq 10$  углеводороды с одинаковым числом атомов углерода в молекуле имеют практически одинаковый хладоресурс в любом интервале температур. При реализации хладоресурса реактивных топлив возможны ограничения по температуре, накладываемые *термостабильностью топлива*.

По **Х. т.** в жидкой фазе при атмосферном давлении на единицу массы и единицу объёма реактивные топлива существенно превосходят водород, метан, пропан, бутан. За реактивными топливами сохраняются преимущества и при использовании теплоты испарения, а также при нагревании до критической температуры.

Использование **Х. т.** позволяет решать практические задачи тепловой защиты теплонапряжённых элементов силовых установок и систем ЛА, особенно сверхзвуковых. Предполагается использование топлива в качестве хладагента в *охлаждаемых конструкциях* гиперзвуковых ЛА. В табл. приведены значения физического хладоресурса некоторых углеводородов и реактивных топлив.

Табл. — **Хладоресурс некоторых индивидуальных углеводородов и реактивных топлив (кДж/кг)**

Хладагент	$\{ \{ h_{пл}^{t_{н.к}} \} \}$	$\{ \{ h_{пл}^{t_{н.к}} \} \} + l_s$	$\{ \{ h_{пл}^{400\{ \{ \} \} C} \} \}$
Водород H <sub>2</sub> .....	62	520	9750
Метан CH <sub>4</sub> .....	66	580	2040
Пропан C <sub>3</sub> H <sub>8</sub> .....	230	660	1695
Бутан C <sub>4</sub> H <sub>10</sub> .....	295	680	1635
Октан C <sub>8</sub> H <sub>18</sub> .....	420	725	1445
Метилциклогексан C <sub>7</sub> H <sub>14</sub> .....	400	725	1445
Толуол C <sub>7</sub> H <sub>8</sub> .....	345	710	1270
Реактивные топлива*:			
ТС-1.....	450	930	1370
Т-6.....	570	1090	1335

\* Хладоресурс отсчитан от — 60{ \{ \} } C.

**Примечание.** В табл.  $\{ \{ h_{пл}^{t_{н.к}} \} \}$  — хладоресурс от температуры плавления до температуры начала кипения;  $l_s$  — теплота испарения при давлении 100 кПа.

Н. Ф. Дубовкин.

**Хлобыстов** Алексей Степанович (1918—1943) — советский лётчик, капитан, Герой Советского Союза (1942). Окончил Качинскую военную авиационную школу пилотов (1941). Участник Великой Отечественной войны. В ходе войны был лётчиком, командиром звена, заместителем командира эскадрильи истребительного авиаполка. Совершил 266 боевых вылетов, сбил лично 7 и в составе группы 24 самолёта противника. 8 апреля 1942 в воздушном бою на подступах к Мурманску, израсходовав боезапас, таранными ударами уничтожил два немецких истребителя. 14 мая 1942 там же на загоревшемся истребителе таранил ещё один самолёт противника. Приземлился на парашюте. Погиб при выполнении боевого задания. Награждён орденом Ленина, 2 орденами Красного Знамени, медалью. На территории НИИ металлургического машиностроения, где он работал, установлен бюст.

А. С. Хлобыстов.

**Хокер** (Hawker) Гарри Джордж (1889—1921) — английский лётчик, испытатель и спортсмен. Родился в Австралии, свидетельство пилота получил в 1912 в Великобритании. В том же году на биплане англичанина Т. Сопвича выиграл приз за наиболее продолжительный полёт (8 ч 23 мин). Поступив на фирму «Сопвич», провёл испытания ряда ее известных самолётов («Таблоид», «Кэмел» и др.) и продолжал участвовать в авиационных состязаниях и рекордных полётах. В 1915 впервые продемонстрировал вывод самолёта из преднамеренного штопора. В 1920 в ознаменование его заслуг фирма «Сопвич» была переименована в «Хокер». Погиб в испытательном полёте.

Г. Дж. Хокер.

**«Хокер»** (Hawker Aircraft) — самолётостроительная фирма Великобритании. Образована в 1920 на базе фирмы «Сопвич». Указанное название с 1933 (ранее называлась Hawker Engineering). В 1934 установила финансовый контроль над фирмой «Глостер», в 1935 стала дочерней компанией концерна «Хокер Сидли», в 1963 вошла в состав укрупнённой самолётостроительной компании этого концерна. Фирмой разработано свыше 40 типов военных самолётов, в основном истребителей, в том числе «Фьюри» (первый полёт в 1931), «Харрикейн» (1935, построено 14533, один из основных английских истребителей 2-й мировой войны, см. рис. в табл. XIX), «Тайфун» (1940, построено 3330), «Темпест» (1942, выпущено 1395), реактивные «Си хоук» (1947) и «Хантер» (1951, построено 1985, см. рис. в табл. XXXI). Из бомбардировщиков наиболее известен биплан «Харт» с ПД (1928, построено около 1000). Основные данные некоторых самолётов фирмы приведены в табл.

**«Хокер Сидли»** (Hawker Siddeley Group) — военно-промышленный концерн Великобритании. Ведёт начало от основанного в 1935 акционерного общества «Хокер Сидли эркрафт» (Hawker Siddeley Aircraft Co, Ltd), установившего финансовый контроль над рядом авиационных фирм: самолётостроительных «Хокер», «Армстронг Утюрт», «Авро», «Глостер», двигателестроительных «Армстронг Сидли моторс» (Armstrong Siddeley Motors, Ltd). Указанное название с 1948. Двигателестроительный сектор выделился из концерна в 1959. В 1960 дочерними фирмами стали «Де Хэвилленд», «Фолленд» и «Блэкберн». В 1963 самолётостроительные и ракетно-космические предприятия концерна были сконцентрированы в дочерних фирмах «Хокер Сидли авиэйшен» (Hawker Siddeley Aviation) и «Хокер Сидли дайнемикс» (Hawker Siddeley Dynamics), соответственно, которые в 1977 вошли в состав фирмы «Бритиш аэроспейс». В годы 2-й мировой войны концерн выпустил 40089 самолётов и 38564 авиационных двигателя, в 1946—63 — около 8 тыс. самолётов. Было продолжено производство ряда самолётов, разработанных бывшими дочерними фирмами (с 1963 — под обозначением HS): пассажирских самолётов «Трайдент» с тремя ТРДД (первый полёт в 1962, см. рис. в табл. XXXIII) и HS.748 с двумя ТВД (1960), административного самолёта HS.125 (1962) с двумя ТРД (ТРДД), реактивного бомбардировщика «Бакканир» (1958). Концерном разработаны и выпускались реактивные военные самолёты: СВВП «Харриер» (1966, см. рис. в табл. XXXIV), учебно-боевой HS.1182 «Хоук»

(1974), противолодочный «Нимрод» (1967, на основе пассажирского самолёта «Комета»). Основные данные некоторых самолётов концерна приведены в табл. 1, 2.

М. А. Левин.

Табл. — Истребители фирмы «Хокер»

Основные данные	«Харрикейн» II В	«Темпест» II	«Хантер» F. Mk6	«Си хоук» F (GA). Mk.6*
Первый полёт, год.....	1940	1943	1955	1955
Число и тип двигателей.....	1 ПД	1 ПД	1 ТРД	1 ТРД
Мощность двигателя, кВт	883	1880	—	—
Тяга двигателя, кН..	—	—	44,5	24
Длина самолета, м.....	9,84	10,49	13,98	12,1
Высота самолёта, м.....	4	4,73	4,26	2,64
Размах крыла, м.....	12,19	12,5	10,26	11,9
Площадь крыла, м <sup>2</sup> .....	23,9	28,2	32,4	25,83
Взлётная масса, т:				
нормальная.....	3,26	—	8,1	6,2
максимальная..	3,74	6,41	10,75	7,35
Масса пустого самолёта, т.....	2,39	4,03	6,1	4,21
Боевая нагрузка, т.....	0,45	0,91	0,91	0,45
Максимальная дальность полёта, км.....	870	1350	1850	1000
Максимальная скорость полёта, км/ч....	540	710	1160	960
Потолок, м.....	10850	11300	16000	14000
Экипаж, чел....	1	1	1	1
Вооружение:	4{{x}}20 мм	4{{x}}20 мм	4{{x}}30 мм	4{{x}}20 мм

пушки.....				
ракеты.....	—	НАР	НАР, 2 УР	НАР, 2 УР

\* Палубный истребитель-бомбардировщик.

Табл. 1 — Военные самолёты концерна «Хокер Сидли»

Основные данные	Палубный бомбардировщик «Бакканир» S.2	Истребитель бомбардировщик «Харриер» GR.1	Базовый самолёт противолодочной обороны «Нимрод» MR.1	Учебно-боевой самолёт HS.1182 «Хоук»
Первый полёт, год.....	1963	1966	1967	1974
Число и тип двигателей .....	1 ТРДД	1 ТРДД (подъёмно-маршевый)	4 ТРДД	1 ТРДД
Тяга двигателя, кН....	49,4	95,5	54	23,8
Длина самолёта, м.....	19,33	13,87	38,63	11,17
Высота самолёта, м.....	5	3,43	9,03	4,1
Размах крыла, м	13,41	7,7	35	9,39
Площадь крыла, м <sup>2</sup> .....	47,8	18,68	197	16,7
Взлётная масса, т:		7,62		
нормальная.....	24,5	(вертикальный взлёт)	80,5	—
максимальная....	28,12	11,34 (взлёт с разбегом)	87,1	7,75
Масса пустого самолета, т	13	5,53	39	3,4
Боевая нагрузка, т.....	7,25	2,27	6,12	2,56
Радиус действия, км.....	950	92 (вертикальный взлёт); 230 (взлёт с разбегом)	—	560
Максимальная скорость полёта, км/ч.....	1038	1185	880	1000

Потолок, м.....	14500	15240	12800	13500
Экипаж, чел.....	2	1	12	2
Вооружение и спецоборудован ие.....	НАР, УР	НАР, УР	Поисковые системы, гидробуи, глубинные бомбы, торпеды	1 пушка (30 мм), НАР

Табл. 2 — Гражданские самолёты концерна «Хокер Сидли»

Основные данные	Пассажирские		Административный HS.125-700
	HS.748-2	«Трайидент» 3В	
Первый полёт, год...	1961	1969	1976
Число и тип двигателей.....	2 ТВД	3 ТРДД и 1 ТРД**	2 ТРДД
Тяга двигателя, кН..	—	3{{×}}53,2 и 1{{×}}23,4	16
Мощность двигателя, кВт.....	1570	—	—
Длина самолёта, м...	20,4	40	15,46
Высота самолёта, м	7,6	8,6	5,36
Размах крыла, м.....	30	30	14,33
Площадь крыла, м <sup>2</sup>	75,4	138,7	32,8
Максимальная взлётная масса, т....	20,2	68	11,57
Масса пустого самолёта, т.....	11,6	37,9	5,83
Число пассажиров...	58	171	14
Коммерческая нагрузка, т.....	5,35	14,7	1,01
Максимальная дальность полёта, км.....	3300 (3,4 т)*	2000	4480
Максимальная скорость полёта, км/ч.....	420	935	808
Экипаж, чел.....	3	3	2

\* С указанной нагрузкой. \*\* Работает только на взлёте.

**Холщевников** Константин Васильевич (1906—1976) — советский учёный в области теории авиационных двигателей, профессор (1957), доктор технических наук (1957), заслуженный деятель науки и техники РСФСР (1967). По окончании МАИ (1936) работал в ЦИАМ (с 1957 заместитель начальника института). Под руководством **Х.** разработаны турбокомпрессор для повышения высотности авиационных ПД и комбинированная силовая установка с воздушным винтом и мотокомпрессорным ВРД, применённая на экспериментальных самолётах. Создал научную школу по теории авиационных лопаточных машин. Автор монографий и учебников по теории авиационных двигателей и лопаточных машин. Государственная премия СССР (1950). Награждён орденами Ленина, Трудового Красного Знамени, «Знак Почёта», медалями. Портрет см. на стр.641.

**К. В. Холщевников.**

**Хользунов** Виктор Степанович (1905—1939) — советский лётчик, комдивизии (1937), Герой Советского Союза (1937). Участник Гражданской войны. Окончил Ленинградскую военно-теоретическую авиационную школу (1925), Борисоглебскую военную школу лётчиков (1928), курсы усовершенствования командующего состава (1933), Высшую лётно-тактическую школу (1936) и академические курсы при Академии Генштаба (1939). В 1936—37 участвовал добровольцем в Гражданской войне в Испании. С мая 1937 командовал бомбардировочной авиабригадой, с ноября 1937 — армией особого назначения. Депутат ВС СССР с 1937. Награждён орденами Ленина, Красного Знамени, медалями. Погиб при исполнении служебных обязанностей. Памятник в Волгограде. Портрет см. на стр. 641.

**В. С. Хользунов.**

**Хорда** — 1) **Х. профиля** — характеризует размер профиля по потоку. Для симметричного профиля **Х.** (см. ст. *Профиль крыла* и рис. к ней) — отрезок прямой, соединяющий носовую и хвостовую точки профиля, которые при этом являются наиболее удалёнными друг от друга точками профиля. Для несимметричного профиля определение **Х.** в известном смысле условно. В этом случае в качестве **Х.** обычно принимают отрезок прямой, соединяющий две наиболее удалённые друг от друга точки профиля; технологически это обусловлено применением при изготовлении и приёмке моделей и крыльев разъёмных контрольных шаблонов.

**Х. профиля** обычно является его строительной горизонталью, используется в качестве характерного линейного размера при определении его аэродинамических характеристик; относительно неё определяется *угол атаки* профиля.

2) **Х. крыла** — отрезок прямой, соединяющий точки пересечения передней и задней кромок крыла с плоскостью, содержащей профиль крыла; длина этого отрезка. В число геометрических характеристик крыла входят **местная Х.  $b_z$**  — **Х. профиля**, находящегося на расстоянии  $z$  (отсчитывается по оси  $O_R Z_R$  базовой системы координат) от вертикальной плоскости симметрии (базовой плоскости); **центральная Х. крыла  $b_0$**  (часто её называют **корневой**) — **Х. профиля** крыла в базовой плоскости; **концевая Х.  $b_k$**  — **Х. профиля** в концевом сечении крыла; **бортовая Х.** — **Х.** в сечении по борту фюзеляжа; **средняя аэродинамическая Х. (САХ) крыла** — отрезок, параллельный базовой плоскости, длина которого вычисляется по формуле  $b_A = S^{-1} \int_0^l b^2(z) dz$  [ $S$  — площадь крыла,  $b^2(z)$  — проекция местной **Х.** на базовую плоскость крыла, интеграл берётся по размаху крыла  $l$ ]; координаты  $x_A$  и  $z_A$  носка САХ в связанной системе координат вычисляются по формулам

$$x_A = \frac{2}{S} \int_0^{l/2} b x_{\text{нк}} dz; \quad z_A = \frac{2}{S} \int_0^{l/2} b z dz,$$

где  $x_{\text{нк}}$  — координата носка местной хорды (передней кромки крыла) в сечении  $z$ ; **средняя геометрическая Х. крыла** — отрезок, длина которого  $b_r = S/l$ .

Аналогичные определения хорд применяют и для любых других несущих, стабилизирующих и управляющих поверхностей. Для рулевых поверхностей и элементов механизации крыла

(закрылков и др.) характерными являются **относительные Х.**, то есть **Х.** этих элементов, отнесённые к местным **Х.** основной несущей поверхности, на которой эти элементы установлены.

В теоретической и прикладной аэродинамике широко используют следующие понятия: **«точка *n* процентов хорды»** — точка местной **Х.** крыла, находящаяся на расстоянии *n* процентов длины местной **Х.** от передней кромки крыла; **«линия *n* процентов хорд»** — линия, соединяющая все точки *n* процентов **Х.** от центральной до концевой **Х.** крыла; **«поверхность хорд»** — поверхность (в частном случае **плоскость Х.** — плоское крыло), содержащая все **Х.** крыла.

*Л. Е. Васильев.*

**«Хоукер»** — см. *«Хокер»*.

**Хрипин** Василий Владимирович (1893—1937) — советский военачальник, комкор. Участник 1-й мировой и Гражданской войн. Окончил курс Гатчинской авиационной школы (1916). С 1918 в Красной Армии. Командир авиаотряда, начальника авиации армии Юго-Восточного фронта (1919), помощник начальника Воздушного флота Кавказского фронта (1920). В 1923—37 преподавал в Военно-воздушной академии РККА имени профессора Н. Е. Жуковского (ныне ВВИА). Начальник штаба ВВС, главный инспектор ВВС при наркомате обороны. Командовал впервые созданной в Вооружённых Силах СССР авиационной армией. Организационную и практическую работу **Х.** сочетал с разработкой теоретических вопросов применения авиации в войне. Печатные труды **Х.** получили широкую известность. Награждён орденами Красного Знамени, Красной Звезды. Необоснованно репрессирован; реабилитирован посмертно.

**Соч.:** Наш воздушный флот, М., 1931.

**В. В. Хрипин.**

**Христианович** Сергей Алексеевич (р. 1908) — советский учёный в области механики (гидро- и аэродинамика, взрыв, прочность, пластичность), а также горного дела и энергетики, академик АН СССР (1943; член-корреспондент 1939), Герой Социалистического Труда (1969). Окончил Ленинградский государственный университет (1930), работал в Государственном гидрологическом институте (1930—35), ЦАГИ (1937—53, с 1942 заместитель начальника института), один из организаторов Сибирского отделения АН СССР (в 1957—61 заместитель председателя Сибирского отделения, в 1957—65 директор Института теоретической и прикладной механики). В 1965—72 научный руководитель Всесоюзного НИИ физико-технических и радиотехнических измерений; с 1972 заведующий лабораторией механики нелинейных сред Института проблем механики АН СССР. Преподавал в Ленинградском государственном университете, МГУ, Новосибирском университете, Московском физико-техническом институте (один из организаторов этого института). Возглавляя в ЦАГИ лабораторию больших скоростей, как научный руководитель института по аэродинамике, **Х.** был связан с созданием скоростной авиации, принимал активное участие в техническом перевооружении ЦАГИ — введении в строй новой экспериментальной базы, включая трубы с перфорированными стенками для исследований с переходом через скорость звука. Им были получены важные результаты по влиянию сжимаемости воздуха на обтекание крыловых профилей, сформулированы требования, которым должны удовлетворять крыловые профили, предназначенные для больших дозвуковых скоростей полёта (1939—40). Труды **Х.** послевоенного периода охватывают режимы полёта с большими дозвуковыми, транс- и сверхзвуковыми скоростями, теорию воздушного винта, сопла Лавалья и эжектора. Деятельность **Х.** оказала большое влияние на формирование крупных научных коллективов страны. Член Президиума АН СССР (1946—56, 1957—62). Премия имени Н. Е. Жуковского (1940). Государственная премия СССР (1942, 1946, 1952). Награждён 6 орденами Ленина, орденом Октябрьской Революции, 2 орденами Отечественной войны 1-й степени, 2 орденами Трудового Красного Знамени, медалями.

**Соч.:** Механика сплошной среды, М., 1981.

### С. А. Христианович.

**Хруничев** Михаил Васильевич (1901—1961) — советский государственный деятель, генерал-лейтенант инженерно-технической службы (1944), Герой Социалистического Труда (1945). С 1920 в Красной Армии, в 1924—29 в органах милиции. С 1930 на хозяйственной работе; одновременно учился в Украинской промышленной академии, Всесоюзном институте хозяйственников. В 1932—37 заместитель директора, директор военного завода. С 1938 заместитель наркома оборонной промышленности, с 1939 заместитель наркома авиационной промышленности, в 1942—46 1-й заместитель наркома боеприпасов СССР. В 1946—53 министр авиационной промышленности СССР. В 1953—55 1-й заместитель министра среднего машиностроения, в 1955—57 1-й заместитель председателя СМ СССР, в 1957—61 1-й заместитель председателя Госплана СССР — министр СССР, в 1961 заместитель председателя СМ СССР. В годы Великой Отечественной войны провёл большую работу по обеспечению авиационных заводов материально-техническими ресурсами. В послевоенный период занимался организацией и развитием ОКБ и институтов авиационной промышленности, серийных заводов, содействовал ускоренному переходу авиации на реактивную технику. Депутат ВС СССР в 1946—50 и с 1958. Награждён 7 орденами Ленина, орденами Суворова 2-й степени, Трудового Красного Знамени, медалями. Имя **Х.** носит машиностроительный завод в Москве. Урна с прахом в Кремлёвской стене.

### М. В. Хруничев.

**Хрюкин** Тимофей Тимофеевич (1910—1953) — советский военачальник, генерал-полковник авиации (1944), дважды Герой Советского Союза (1939, 1945). В Советской Армии с 1932. Окончил Луганскую военную школу пилотов (1933), курсы усовершенствования высшего военного состава при Академии Генштаба (1939). Участник войны в Испании, участник боёв с японскими милитаристами в Китае, участник советско-финляндской и Великой Отечественной войн. В ходе Великой Отечественной войны был командующим ВВС фронтов, командующим воздушных армий. В 1946—47 и 1950—53 заместитель главнокомандующего ВВС. Награждён орденом Ленина, 3 орденами Красного Знамени, орденами Суворова 1-й и 2-й степени, 2 орденами Кутузова 1-й степени, орденами Богдана Хмельницкого 1-й степени, Отечественной войны 2-й степени, Красной Звезды, медалями, а также иностранными орденами. Бронзовый бюст в г. Ейске Краснодарского края.

### Г. Г. Хрюкин.

**Худяков** Сергей Александрович (1901/1902—1950) — советский военачальник, маршал авиации (1944). В Советской Армии с 1918. Окончил курсы усовершенствования состава (1922), Военно-воздушную академию РККА имени профессора Н. Е. Жуковского (1936; ныне ВВИА). Участник Гражданской и Великой Отечественной войн. С 1940 начальник штаба ВВС военного округа. В ходе войны был начальником штаба и командующим ВВС фронта, начальником штаба ВВС Советской Армии, командующим воздушными армиями. Награждён орденом Ленина, 2 орденами Красного Знамени, орденами Суворова 1-й и 2-й степени, 2 орденами Кутузова 1-й степени, Красной Звезды, медалями. Необоснованно репрессирован; реабилитирован посмертно. Портрет см. на стр. 644.

### С. А. Худяков.

**Хьюз** (Hughes) Хауард Робард (1905—1976) — американский промышленник. Владелец фирмы «Хьюз геликоптерс». На построенном им гоночном самолёте-моноплане Н-1 13 сентября 1935 установил мировой рекорд скорости для самолётов сухопутного базирования (567 км/ч). В составе экипажа (5 человек) самолёта Локхид L-14 «Супер Электра» 10—14 июля 1938 совершил кругосветный перелёт в северном полушарии за 91 ч 14 мин 28 с. Во время 2-й мировой войны на предприятиях **Х.** выпускались пушки и военные самолёты.

**«Хьюз геликоптерс»** (Hughes Helicopters Inc.) — авиастроительная фирма США. Ведёт начало от основанной в 1935 фирмы «Хьюз тул компани» (Hughes Tool Co.), была филиалом концерна «Хьюз корпорейшен» (Hughes Corp.), с 1984 — филиал фирмы «Макдоннелл-Дуглас», получивший в 1985 название «Макдоннелл-Дуглас геликоптер» (McDonnell Douglas Helicopter Company).

В 1935—45 выпускала лёгкие спортивные самолёты. В 1947 построила самую большую в то время в мире военно-транспортную летающую лодку Н-4 «Геркулес» цельнодеревянной конструкции (размах крыла 97,5 м, взлётная масса около 180 т, восемь ПД мощностью по 2240 кВт, совершила один полёт, выставлена в музее). С 1948 ведёт разработку вертолётостроения. В 1953 создала свой первый вертолёт — «летающий кран» ХН-17 («Флайинг кран») грузоподъёмностью около 11 т. В дальнейшем были созданы лёгкий вертолёт Хьюз 269 (первый полёт в 1956) и его улучшенная модель Хьюз 300 (1961, построено более 2750 в гражданском и военном вариантах). Наибольшее распространение получил вертолёт Хьюз 500 (1963, используется в качестве административного, санитарного, спортивного и т. д., в армии США как разведывательный под обозначением ОН-6 «Кейюз»). В 1974 фирма разработала противотанковый вертолёт 500MD «Дефендер» (рис.), в 1982 — гражданский вариант Хьюз 500Е. К концу 80-х гг. построено свыше 4100 вертолётостроения семейства Хьюз 500 в США и более 850 — по лицензии в других странах. В 1975 был создан противотанковый вертолёт АН-64 «Апач» (рис. в табл. XXXVI). Фирма разработала экспериментальный вертолёт NOTAR, у которого рулевой винт заменён системой целевых сопел, выбрасывающих поток газов от ГТД (1981). В 1988 фирма начала разработку семейства лёгких гражданских вертолётостроения MDX с взлётной массой ~2,3 т и имеющих систему NOTAR. До 1990 построено около 6700 вертолётостроения всех типов. Основные данные некоторых вертолётостроения фирмы приведены в табл.

*В. В. Беляев.*

### Противотанковый вертолёт 500MD «Дефендер».

Табл. — Вертолётостроения фирмы «Хьюз геликоптерс»

Основные данные	Многоцелевой Хьюз 300	Разведывательный ОН-6А	Противотанковый АН-64А	Административный Хьюз 500Е
Первый полёт, год.....	1961	1963	1975	1982
Число и тип двигателей.....	1 ПД	1 ГТД	2 ГТД	1 ГТД
Мощность двигателя, кВт	142	237	1260	313
Диаметр несущего винта, м.....	8,18	8,03	14,63	8,03
Число лопастей.....	3	4	4	5
Размах крыла, м.....	—	—	5,23	—
Длина вертолётостроения с вращающимися винтами, м...	9,4	9,23	17,76	9,4

Высота вертолѐта с вращающимися винтами, м....	—	2,48	3,84	2,49
Сметаемая площадь, м <sup>2</sup> .....	52,5	50,6	168,1	50,9
Взлѐтная масса, т:				
нормальная.....	—	0,98	6,67	1,36
максимальная	0,97	1,22	8	1,61
Масса пустого вертолѐта, т.....	0,49	0,56	4,99	0,65
Крейсерская скорость полѐта, км/ч....	150	240	260	260
Максимальная дальность полѐта, км.....	370	610	670	515
Статический потолок (без учёта влияния земли), м.....	840	2315	3110	1860
Экипаж, чел.....	1	2	2	1
Число пассажиров.....	2	4	—	4—5
Вооружение....	—	.	1 пушка (30 мм), до 16 противотанковых УР, НАР, контейнеры с пулемѐтами (7,62 или 12,7 мм)	—

**Хэндли Пейдж** (Handley Page) Фредерик (1885—1962) — английский авиаконструктор и промышленник. После окончания технического колледжа при Лондонском университете работал на электротехнической фирме и вступил в королевское авиационное общество (1907). Основал в 1908 мастерскую по производству воздушных винтов, которая в 1909 стала фирмой (см. «Хэндли Пейдж»). **Х. П.** свой первый самолѐт построил в 1909. В 1910 читал лекции по авиации в Нортгемптонском политехническом институте, где создал авиационную лабораторию. **Х. П.** одним из первых применил автоматические щелевые предкрылки. В 1919 основал авиатранспортную компанию. В 30-е гг. поступили в эксплуатацию его пассажирские самолѐты Н.Р.42 на 38 пассажиров и ряд бомбардировщиков средней дальности. Во 2-ю мировую войну широко применялись тяжѐлые бомбардировщики «Галифакс». После 1945 созданы пассажирские самолѐты «Гермес» и военно-транспортный самолѐт «Гастингс», в 1952 — тяжѐлый реактивный

бомбардировщик «Виктор». Пассажирский самолёт «Геральд» на 40 мест был последним проектом **Х. П.**

**«Хэндли Пейдж»** (Handley Page Ltd) — самолётостроительная фирма Великобритании. Основана в 1909 авиаконструктором *Ф. Хэндли Пейджем*. В 1970 ликвидирована. В годы 1-й мировой войны выпускала бомбардировщики 0/100 (первый полёт в 1914) и 0/400 (1915), стратегические самолёты V/1500 с четырьмя ПД, массой 13,6 т и бомбовой нагрузкой 3,4 т (1918, см. рис. в табл. IX). Позже строила транспортные самолёты W.8 (1919), W.9 и W.10 (1920), на их основе тяжёлые бомбардировщики Н.Р.24 (1923) и Н.Р.36 (1927). В 30-е годы были разработаны тяжёлый бомбардировщик-биплан «Хейфорд» (1930), пассажирский самолёт Н.Р.42 с четырьмя ПД (1930, см. рис. в табл. XV), военно-транспортный самолёт Н.Р.51 (1935), бомбардировщики Н.Р.52 «Хэмпден» (1936), Н.Р.54 «Харроу» (1937) и «Херефорд» (1938). Во 2-й мировой войне широко использовались бомбардировщики Н.Р.57 «Галифакс» с четырьмя ПД (1939, построено 6176 самолётов, см. рис. в табл. XIX). После войны фирма выпускала военно-транспортный самолёт Н.Р.67 «Гастингс» с четырьмя ПД (1946), пассажирский самолёт Н.Р.81 «Гермес» (1948), реактивный бомбардировщик Н.Р.80 «Виктор» с четырьмя ТРД (1952), пассажирские самолёты «Геральд» с четырьмя ПД (1955) и турбовинтовые «Дарт геральд» (1958) и Н.Р.137 «Джетстрим» (1967, после ликвидации «Х. П.» права на этот самолёт перешли к фирме «Скоттиш авиэйшен», которая в 1977 вошла в состав «Бритиш авэрспейс»).

**Ф. Хэндли Пейдж.**

**ЦАГИ 1-ЭА** — первый советский экспериментальный вертолёт, спроектированный и построенный в ЦАГИ в 1930 (рис. в табл. XI). Общее руководство проектированием осуществлял *Б. Н. Юрьев*, а конструктивную разработку возглавлял *А. М. Черёмухин* (он же пилотировал вертолёт при лётных испытаниях). Вертолёт выполнен по схеме с одним несущим винтом (НВ) и четырьмя рулевыми винтами (РВ). НВ четырёхлопастной, диаметр 11 м, с жёстким креплением лопастей к втулке (с осевым шарниром), с *автоматом перекоса*. Вместо цельнометаллических лопастей на НВ вскоре были установлены лопасти смешанной деревянно-металлической конструкции (с дуралюминиевым лонжероном). РВ металлические двухлопастные. Силовая установка — два ПД М-2 мощностью по 88,3 кВт. Фюзеляж ферменной конструкции, длина вертолёта с РВ 12,8 м. Взлётная масса 1145 кг, скорость полёта 20—30 км/ч.

**Целераспределение** — выбор целей из общего упорядоченного числа обнаруженных целей, распределение авиационных средств поражения по выбранным целям, выдача координат и признаков целей, установление порядка их подавления.

Задача **Ц.** решается во время боевого вылета командиром соединения при наличии информации о целях (состав, тип, параметры движения, уязвимость, степень угрозы), полученной в процессе *распознавания цели*, а также информации о собственных средствах поражения (боекомплект, зоны действия и эффективность поражения); принятые решения командир направляет на каждый самолёт или группе самолётов соединения. В зависимости от соотношения сторон при решении задачи **Ц.** возможно равномерное распределение средств поражения по целям или координирование действия нескольких средств по одной наиболее важной цели, если число средств поражения превосходит число целей. Боевая операция может иметь несколько этапов, причём численность сторон на каждом этапе может меняться из-за потерь и ввода резервов. Поэтому **Ц.** производится для каждого этапа заново при контроле исхода предыдущего этапа.

В состав аппаратурных средств **Ц.** входят: информационные устройства обнаружения, распознавания и сопровождения целей; средства обмена информацией о целях и собственных средствах поражения между самолётами в соединении; вычислительная система, на которую возлагаются задачи отождествления информации, получаемой от разных источников, прогноза исхода боевой операции при различных способах **Ц.** и определения более рационального способа; индикатор командира соединения, на котором отображается тактическая обстановка и рекомендации автоматизированной системы **Ц.**; пульт командира для формирования команд **Ц.**

А. Г. Зайцев.

**Центр давления** — точка приложения равнодействующей аэродинамических сил. Понятие **Ц. д.** применимо к профилю, крылу, ЛА. В случае плоской системы, когда можно пренебречь боковой силой ( $Z$ ), поперечным ( $M_x$ ) и путевым ( $M_y$ ) моментами (см. *Аэродинамические силы и моменты*), положение **Ц. д.** определяется теми же параметрами, что и положение *фокуса аэродинамического*. Однако фокус и **Ц. д.** совпадают только в том частном случае, когда коэффициент продольного момента при нулевой подъёмной силе ( $m_{z_0}$ ) равен нулю (см. *Аэродинамические коэффициенты*).

**Центральное тело** **воздухозаборника, сопла** — осесимметричное тело, которое частично помещается внутри круглого воздухозаборника или реактивного сопла, а частично выступает наружу за их обрез (см. рис.); служит для формирования требуемой формы проточного канала и организации течения воздуха (продуктов сгорания) в этих устройствах. Конструктивно **Ц. т.** выполняется из листового материала с подкрепляющими профилями. При необходимости регулирования **Ц. т.** может принудительно передвигаться в продольном направлении или иметь переменный диаметр (подвижные створки). В сверхзвуковом воздухозаборнике образующая **Ц. т.** (конуса или его секторной части) имеет ломаную или криволинейную форму для образования необходимой системы косых скачков уплотнения (см., например, *Псевдоскачок*). Осесимметричные сверхзвуковые сопла с **Ц. т.** имеют удовлетворительные характеристики без регулирования в широком диапазоне перепадов давления благодаря расширению потока газа в косом срезе за пределами среза сопла; однако на транзвуковых скоростях при внешнем обтекании обечайки сопла на её кромке происходит падение давления и соответствующий рост аэродинамического сопротивления. Конструктивно **Ц. т.** сопла компактно сочетается с затурбинным стекателем.

Схема сверхзвукового сопла с центральным телом: 1 — мотогондола; 2 — кольцевые створки; 3 — обечайка сопла; 4 — центральное тело сопла.

**Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н. Е. Жуковского (ЦАГИ)** — научно-исследовательское учреждение, главное направление в деятельности которого — проведение фундаментальных, поисковых и прикладных исследований в области аэродинамики, динамики полёта и прочности ЛА. Основан в Москве постановлением ВСНХ от 1 декабря 1918. Инициатором создания и первым руководителем института был *Н. Е. Жуковский*, ближайшими его помощниками, руководителями основных подразделений — *С. А. Чаплыгин, В. П. Ветчинкин, Г. М. Мусинянц, Г. Х. Сабинин, Б. С. Стечкин, А. Н. Туполев, К. А. Ушаков, Б. Н. Юрьев* и др. В **ЦАГИ** выросло много учёных-механиков, возглавивших впоследствии важные научные направления: *А. А. Дородницын, М. В. Келдыш, Н. Е. Кочин, М. А. Лаврентьев, С. А. Христианович* и др. В стенах **ЦАГИ** сформировалась плеяда конструкторов самолётов и вертолётов, ставших затем руководителями самостоятельных конструкторских коллективов: *А. Н. Туполев, А. А. Архангельский, Н. И. Камов, М. Л. Миль, В. М. Мясищев, В. М. Петляков, А. И. Путилов, П. О. Сухой* и др.

В годы восстановления и реконструкции народного хозяйства в **ЦАГИ** создавались основы авиационных и др. научно-технических дисциплин; разрабатывались конкретные рекомендации в области строительства самолётов, аэростатов и дирижаблей; осуществлялись проектирование и постройка первых советский самолётов-монопланов цельнометаллических конструкции. В 1925 введена в действие крупнейшая по тому времени аэродинамическая труба, что позволило приступить к исследованию ряда важнейших проблем аэродинамики самолётов. В **ЦАГИ** выполнены фундаментальные исследования по теории крыла самолёта; заложены основы применения методов теории упругости и строительной механики в решении задач прочности конструкции самолёта; разработаны эффективные методы проектирования воздушных винтов.

Созданные в конце 20-х гг. в **ЦАГИ** гидравлическая лаборатория и гидроканал обеспечили экспериментальную базу для исследований в области развития гидроавиации, быстроходных судов

и строительства гидроэлектростанций. В конце 20-х гг. — начале 30-х гг. было развёрнуто строительство экспериментальных винтокрылых ЛА — вертолётов и автожиров.

В 1930—41 на базе отделов и лабораторий **ЦАГИ** организованы новые научно-исследовательские учреждения: Всесоюзный институт авиационных материалов (ВИАМ), Центральный институт авиационного моторостроения (ЦИАМ); Всесоюзный институт гидромашиностроения (ВИГМ), Центральный ветроэнергетический институт (ЦВЭИ), Лётно-исследовательский институт (ЛИИ). В 1937—40 в посёлке Стаханово под Москвой (ныне г. Жуковский) была создана новая экспериментальная база **ЦАГИ**, включающая большие аэродинамические трубы, трубы больших скоростей и переменной плотности, комплекс установок для исследований прочности авиационных конструкций. Она способствовала дальнейшему развитию авиационной науки и удовлетворению возраставших потребностей КБ, позволила найти более совершенные технические решения и новые формы многих элементов самолётов и других ЛА.

В годы Великой Отечественной войны усилия **ЦАГИ** были направлены на оказание помощи фронту и разработку теоретических и экспериментальных основ для дальнейшего развития авиационной техники. Результаты исследований позволили увеличить скорость и прочность боевых самолётов, улучшить их манёвренность, взлётно-посадочные характеристики и т. д. В начале войны некоторые подразделения **ЦАГИ** были эвакуированы в Казань и Новосибирск; в 1946 на базе новосибирского филиала **ЦАГИ** был образован Государственный сибирский научно-исследовательский институт авиации (СибНИА). В послевоенный период в **ЦАГИ** осуществлён ряд важнейших исследований, направленных на коренное техническое перевооружение авиации — создание самолётов с реактивными двигателями, летающих с околозвуковой и сверхзвуковой скоростями. Одновременно велись исследования по уточнению вихревой теории винта самолёта и несущего винта вертолёта. Полученные результаты во многом способствовали успехам советского самолётно- и вертолётостроения.

Результаты систематических исследований **ЦАГИ** в области аэродинамики, динамики полёта, статической и усталостной прочности и аэроупругости сыграли важную роль при создании реактивных и турбовинтовых пассажирских самолётов. В **ЦАГИ** решаются проблемы повышения дальности полёта и экономичности самолётов, их надёжности и ресурса, а также улучшения взлётно-посадочных характеристик. Вместе с КБ спроектированы высокоэкономичные винты для мощных ТВД. Значительный вклад **ЦАГИ** внёс в разработку конструкций боевых многоцелевых самолётов с изменяемой в полёте стреловидностью крыла.

В начале 90-х гг. институт располагал обширной экспериментальной базой, позволявшей проводить исследования по аэродинамике ЛА и аэродинамике силовых установок вплоть до гиперзвуковых скоростей, динамике полёта, характеристик устойчивости и управляемости, прочности и ресурса авиационных конструкций, авиационной акустике и др. направлениям, связанным с созданием новой авиационной техники. Для этого в **ЦАГИ** имеются аэродинамические трубы (некоторые из них, например Т-128, входят в число крупнейших в мире), предназначенные для исследований в различных диапазонах скоростей; гидроканал, баллистические установки, пилотажные стенды, залы для ресурсных и статических испытаний, заглушённые и реверберационные камеры и многие др. испытательные стенды и экспериментальные установки. Для автоматизации экспериментов, а также для проведения теоретических расчётов широко используется современная вычислительная техника.

Институт выпускает печатные издания: «Труды» (с 1919), «Технические заметки» (с 1932), «Технические отчёты» (с 1941), «Учёные записки» (с 1970), тематические сборники, монографии и информационные материалы. Институт награждён орденами Ленина (1945), Октябрьской Революции (1971), Красного Знамени (1933), Трудового Красного Знамени (1926).

*Лит.:* ЦАГИ — основные этапы научной деятельности. 1918—1968 гг., М., 1976.

*Г. П. Свищев.*

**Рис. 1.** Юбилейный знак ЦАГИ (1929).

**Рис. 2.** Здание аэродинамической трубы Т-128 ЦАГИ.

**Рис. 3.** Общий вид трансзвуковой аэродинамической трубы Т-128.

**Рис. 4.** Испытания модели самолета в аэродинамической трубе Т-128.

**Центральный аэроклуб СССР (ЦАК) имени В. П. Чкалова** — авиационно-спортивная организация ДОСААФ СССР, всесоюзный учебно-методический центр авиационно-спортивной работы; создан в марте 1935 в Москве и с этого же года стал членом *Международной авиационной федерации* (ФАИ). Постановлением СНК от 5 марта 1936 ему было предоставлено право регистрировать всесоюзные рекорды по авиационным видам спорта и направлять материал в ФАИ для утверждения мировых рекордов. С 1959 эти функции были возложены на *Федерацию авиационного спорта СССР*. В 1938 **ЦАК** присвоено имя В. П. Чкалова. Основные задачи **ЦАК** — комплектование сборных команд СССР по самолётному, вертолётному, парашютному, планёрному и дельтапланёрному видам спорта, совершенствование спортивного мастерства и повышение качества подготовки команд к международным соревнованиям. До образования Центрального планёрного аэроклуба ДОСААФ СССР в 1964 (г. Орёл) и Центрального парашютного клуба ДОСААФ СССР в 1981 (г. Грозный) **ЦАК** также занимался подготовкой сборных команд СССР по планёрному и парашютному спорту. Среди воспитанников **ЦАК** неоднократные рекордсмены мира В. М. Ильченко, Н. А. Камнева, *С. Н. Анохин*, М. К. Раценская, *С. Е. Савицкая*, В. В. Смолин, Н. А. Никитюк, Л. Г. Немкова, Х. Х. Макагонова, Е. В. Ткаченко, Л. А. Коричева, Н. П. Урмаев и др. Многим питомцам **ЦАК** присвоено звание Героя Советского Союза. Среди них: Анохин, В. Д. Башкиров, М. П. Чечнева, В. А. Наржимский, Савицкая, П. Г. Головин и др. На аэродроме **ЦАК** в Тушине с 1935 проводятся воздушные парады, авиационно-спортивные праздники, чемпионаты мира и др. международные соревнования. **ЦАК** присуждён почётный групповой диплом ФАИ (1973). Награждён орденом Красной Звезды (1985). С декабря 1991 **ЦАК** стал называться Национальным аэроклубом России.

*Лит.:* Центр авиационного спорта, М., 1989.

*Ю. Ф. Новиков.*

**Центральный институт авиационного моторостроения имени П. И. Баранова (ЦИАМ)**. Создан в 1930 в Москве на базе винтомоторного отдела ЦАГИ, авиационного отдела Автомобильного и автомоторного НИИ и КБ авиационного завода имени М. В. Фрунзе как Институт авиационных моторов; с 1932 назывался **ЦИАМ**, с 1933 — указанное название. Разрабатывает фундаментальные проблемы газовой динамики, теплофизики, прочности, надёжности, экологической «чистоты» авиационных ВРД и др. До Великой Отечественной войны в институте исследовались и разрабатывались поршневые авиационные двигатели лёгкого и тяжёлого топлива. Созданные в институте двигатель АМ-34 *А. А. Микулина* и авиадизель АЧ-30 *А. Д. Чаромского* строились серийно и применялись на многих рекордных и боевых самолётах. В период Великой Отечественной войны институт работал над увеличением мощности и высотности двигателей боевых самолётов, а также помогал фронту в их ремонте и эксплуатации. В 1941—43 институт был эвакуирован в г. Уфу. С 1945 **ЦИАМ** как головной институт авиадвигателестроения страны разрабатывает перспективы развития авиационных ВРД, требования к новым двигателям, осуществляет научное обеспечение их создания. С 1955 функционирует филиал **ЦИАМ** — крупнейший в Европе комплекс для испытаний авиационных двигателей в высотно-скоростных условиях. В институте в разные годы работали основоположники создания ВРД и ГТД в СССР *А. М. Люлька*, *Б. С. Стечкин*, *В. В. Уваров*, крупные учёные и конструкторы *М. В. Келдыш*, *В. Я. Климов*, *Г. П. Свищёв*, *Л. И. Седов*, *С. К. Туманский*, *В. Н. Челомей*, *Г. Г. Чёрный* и др. Институт располагает вычислительным центром, производственной и экспериментальной базой для лабораторных исследований. Издаёт «Труды», тематические сборники. Награждён орденами Ленина (1945), Октябрьской Революции (1981).

Производственно-экспериментальные здания ЦИАМ.

**Центрифуга** (от лат. centrum — средоточие, центр и fuga — бегство, бег) — наземная установка, имитирующая длительно действующие ускорения и используемая для подготовки лётчиков и космонавтов, а также для испытаний различной бортовой аппаратуры ЛА. **Ц.** представляет собой стенд, на котором располагается человек или аппаратура. Мощные двигатели (до нескольких МВт), приводящие стенд во вращение, позволяют создавать центростремительное ускорения свыше  $400 \text{ м/с}^2$ . В зависимости от положения тела человека ускорение оказывает на него воздействие в различных направлениях. **Ц.** оснащаются измерительной, рентгеновской аппаратурой, переговорными и др. устройствами, часто программным управлением. Кабина **Ц.** может одновременно являться *барокамерой*. В **Ц.** проводятся вестибуляторные тренировки, регистрируются биопотенциалы и другие важные физиологические показатели человека (артериальное давление, насыщение вдыхаемого и выдыхаемого воздуха углекислым газом и кислородом и т. п.).

**Центробежный компрессор** — см. в ст. *Компрессор*.

**Центровка летательного аппарата** — положение центра масс (ЦМ) ЛА относительно носка средней аэродинамической *хорды* крыла; измеряется в процентах САХ (в ряде случаев — в долях продольного размера ЛА). Правильный выбор **Ц.** и её обеспечение при проектировании путём рационального распределения масс ЛА являются одними из условий, предъявляемых конструктору при создании ЛА, поскольку в любом установившемся режиме полёта должны совпадать его ЦМ и точка приложения всех внешних сил, действующих на ЛА (см. *Аэродинамические силы и моменты*), включая тягу двигательной установки. **Ц.** значительно влияет на *балансировку* ЛА и его *продольную устойчивость*. Для ЛА, не оснащённого *системой улучшения устойчивости и управляемости*, его ЦМ должен располагаться впереди *фокуса аэродинамического* по углу атаки, с тем, чтобы обеспечить запас продольной устойчивости (см. *Степень устойчивости*) и приемлемые характеристики *продольной управляемости* и переходных процессов при отклонении органов управления.

Выбор положения ЦМ ЛА проводится одновременно с выбором площади органов продольного управления. Для этого (см. рис.) из условий устойчивости определяется линия предельно задних **Ц.**, а из условия балансировки ЛА при максимальном коэффициенте подъёмной силы — линия предельно передних центровок. Конструктор учитывает возможный диапазон **Ц.**  $\{\{\Delta\{\bar{x}\}\}\}_{\text{тз}}$  (в пределах этого диапазона может меняться **Ц.** ЛА в полёте за счёт выработки топлива, расположения грузов и пассажиров). Требование обеспечения этого диапазона **Ц.** с выполнением условий устойчивости и балансировки и определяет минимальные значения площади органов продольного управления и конкретные значения предельно передней и предельно задней центровок. Для ЛА, оснащённого эффективной системой повышения продольной устойчивости, требование запаса продольной устойчивости не является обязательным (его значение выбирается на условиях обеспечения оптимальных лётно-технических характеристик и обеспечения запаса пикирующего момента на больших углах атаки), и положение ЦМ относительно аэродинамического фокуса в большой степени произвольно.

*Г. И. Загайнов.*

Выбор минимальной площади  $\{\{\bar{S}\}\}_{\text{min}}$  горизонтального оперения: 1 — линия предельно передних центровок; 2 — линия предельно задних центровок;  $\{\{\bar{S}\}\}$  — относительная площадь органа управления (площадь органа управления, отнесённая к площади крыла).

**Центроплан** — средняя часть *крыла*, присоединяемая к *фюзеляжу* или составляющая с ним одно целое, к которой крепятся консольные отъёмные части крыла (см. рис.). Если **Ц.** представляет собой среднюю часть крыла, присоединяемую к фюзеляжу, то он воспринимает нагрузку только от отъёмных частей крыла. Если же средняя часть крыла объединена со средней частью фюзеляжа, **Ц.**

воспринимает нагрузку как от отъёмных частей крыла, так и от хвостовой и носовой частей фюзеляжа.

Чаще всего **Ц.** изготавливается как единый агрегат (сборочная единица), имеющий технологические (а иногда и эксплуатационные) разъёмы для соединения с другими частями планёра самолёта. Конструктивно **Ц.** состоит из набора силовых элементов (*нервюр, лонжеронов, шпангоутов, кессонов* и т. п.), которые воспринимают нагрузки от др. агрегатов планёра самолёта. При изготовлении **Ц.** применяются такие технологические процессы, как сварка, клёпка, совмещённая со склеиванием, и др. На некоторых самолётах кессоны **Ц.** используются как ёмкости для топлива.

У самолётов небольших размеров **Ц.** конструктивно может не выделяться. Но тем не менее и в таких случаях понятие «**Ц.**» используется для обозначения части планёра самолёта, где отъёмные части крыла стыкуются с фюзеляжем.

Центроплан: 1 — разъём крепления мотогондолы; 2 — разъём крепления центроплана к фюзеляжу; 3 — разъём крепления отъёмных частей крыла.

Центроплан: 1 — разъём крепления мотогондолы; 2 — разъём крепления центроплана к фюзеляжу; 3 — разъём крепления отъёмных частей крыла.

**Цеппелин** (Zeppelin) Фердинанд (1838—1917) — немецкий конструктор дирижаблей, генерал, граф. Окончил Военную академию в Людвигсбурге (1854). Организовал в 1898 Акционерное общество содействия воздухоплаванию и на свои средства построил небольшие мастерские и плавучий эллинг для сборки дирижаблей. В 1900 построил первый жёсткий дирижабль LZ-1 объёмом 11,3 тыс. м<sup>3</sup> с двумя двигателями и скоростью полёта 28 км/ч. В 1905 построил дирижабль LZ-2 с более мощными двигателями, в 1906 — дирижабль LZ-3 с более совершенным оперением и скоростью полёта около 40 км/ч (запас топлива на 41 ч полёта). В дальнейшем **Ц.** строил дирижабли для коммерческих и военных целей, непрерывно улучшая их конструкцию и лётные качества. В 1912 дирижабли **Ц.** с тремя двигателями мощностью по 120 кВт имели скорость до 80 км/ч и могли перевозить полезный груз до 8,6 т. В период 1-й мировой войны **Ц.** построил 89 дирижаблей объёмом от 22 до 62 тыс. м<sup>3</sup>, имевших от трёх до шести двигателей и скорость от 80 до 130 км/ч. Построенный после его смерти дирижабль «Граф Цеппелин» (1928) совершил ряд рекордных перелётов, демонстрировался в Москве (1930); использовался для перевозки почты и пассажиров через Атлантику. Всего фирмой «Цеппелин» до 1940 было построено 120 дирижаблей. По этому типу дирижаблей в 1920—30-х гг. строились дирижабли в Великобритании и США. Портрет см. на стр. 648.

Лит.: Parseval Avon, Graf Zeppelin und die deutsche Luftfahrt, B., [s. a.]; Eckener H., Graf Zeppelin. Sein Leben nach eigenen Aufzeichnungen und persönlichen Erinnerungen, Stuttg., 1938

## Ф. Цеппелин.

**«Цеппелин»** — распространённое название жестких каркасных дирижаблей конструкции Ф. Цеппелина.

**«Цессна», «Сесена»** (Cessna Aircraft Co.) — самолётостроительная фирма США. Основана в 1911. С 1985 филиал фирмы «Дженерал даймекс». Разрабатывает и производит лёгкие самолёты авиации общего назначения. Постройку самолётов собственной конструкции ведёт с 1916. К наиболее распространённым самолётам с ПД относятся модель 150 (первый полёт в 1957, построено 23836), 172 «Скайхоук» (1955, построено более 34 тыс., см. рис. 1) и 182 «Скайлейн» (1955, построено более 18 тыс.). С 1969 строит самолёты семейства «Сайтейшен» с двумя ТРДД (построено более 1000), в т. ч. самолёт «Сайтейшен» III (1979, см. рис. 2) со стреловидным сверхкритическим крылом. С 1975 ведёт серийный выпуск самолётов с ТВД. В 80-х гг. «**Ц.**» серийно выпускала административные самолёты «Скайхоук», «Стейшенэр», «Скайлейн»,

«Центурион» с ПД, «Конкуэст» и «Караван» с ТВД, «Сайтейшен» с ТРДД и др. До 1990 фирма выпустила около 178 тыс. самолётов.

Рис. 1. Административный самолёт Цессна 172 «Скайхоук».

Рис. 2. Административный самолёт «Сайтейшен» III.

**Цикл двигателя** термодинамический — круговой процесс, совершаемый *рабочим телом* и состоящий из совокупности термодинамических процессов изменения состояния рабочего тела в пределах тракта двигателя. Различают следующие процессы изменения параметров рабочего тела: адиабатный (без обмена теплотой с окружающей средой), изобарический (при постоянном давлении), изотермический (при постоянной температуре), изохорический (при постоянном объёме), изоэнтальпийный (при постоянной энтальпии), изоэнтропийный (при постоянной энтропии). **Ц. д.** можно представить в виде замкнутой линии, участки которой характеризуют отдельные процессы изменения параметров рабочего тела. Площадь, ограниченная замкнутой кривой в координатах давление  $p$  — удельный объём  $V$ , пропорциональна располагаемой работе цикла. Идеальный цикл ВРД (ГТД) со сгоранием топлива при постоянном давлении — цикл Брайтона — состоит из адиабаты сжатия воздуха в воздухозаборнике (ПВРД) или в воздухозаборнике и компрессоре (ТРД, ТВД), изобарического теплоподвода в камере сгорания, адиабатического расширения газов в турбине и реактивном сопле и условной изобары выпуска газов с отводом теплоты при возвращении рабочего тела в исходное состояние (рис. 1). Идеальный цикл ВРД со сгоранием при постоянном объёме — цикл Гэмпфри — отличается от цикла со сгоранием при  $p = \text{const}$  изохорическим процессом теплоподвода и реализуется в идеальном ПуВРД (рис. 2). Идеальный цикл ракетного двигателя (ЖРД, РДТТ, газового и ядерного) состоит из изохорического повышения давления рабочего тела от атмосферного до давления в камере сгорания, последующего изобарического теплоподвода в камере сгорания, адиабатического расширения в сопле и условного изобарического процесса выпуска до равновесного атмосферного состояния (рис. 3). Регенеративным циклом, или **Ц. д.** с регенерацией теплоты, называется цикл, в котором часть теплоты, теряемой в процессе выпуска рабочего тела, возвращается в процессе теплоподвода, повышая тем самым термический КПД цикла и приближая его к идеальному обратимому циклу Карно.

Р. И. Курзинер.

Рис. 1. Идеальный цикл ВРД со сгоранием при постоянном давлении: 1—2 — адиабата сжатия; 2—3 — изобара теплоподвода; 3—4 — адиабата расширения; 4—1 — изобара теплоотвода.

Рис. 2. Идеальный цикл ВРД со сгоранием при постоянном объёме: 1—2 — адиабата сжатия; 2—3 — изохора теплоподвода; 3—4 — адиабата расширения; 4—1 — изобара теплоотвода.

Рис. 3. Идеальный цикл ракетного двигателя: 1—2 — изохора сжатия рабочего тела; 2—3 — изобара теплоподвода; 3—4 — адиабата расширения; 4—1 — изобара теплоотвода.

**Циклический шаг** — компонент угла установки лопасти *несущего винта*, меняющийся в зависимости от её азимутального положения. Управление **Ц. ш.** осуществляется с помощью *автомата перекоса*. **Ц. ш.** используется для управления вертолётom по *тангажу* и *крену*, а также для стабилизации его движения (при управлении **Ц. ш.** с помощью автопилота).

**Циклон** (от греч.  $\kappa\upsilon\kappa\lambda\{\{\bar{o}\}\}n$  — кружащийся, вращающийся) — атмосферное возмущение с пониженным давлением в центре и вихревым движением воздуха. В северном полушарии циркуляция воздуха в системе **Ц.** происходит против часовой стрелки, в южном полушарии — по часовой стрелке. Большинство **Ц.** возникает и развивается в умеренных и полярных широтах. Горизонтальные размеры внетропических **Ц.** — от 1 тыс. км в молодом образовании до нескольких тыс. в т. н. циклонической системе, образовавшейся в результате объединения нескольких **Ц.** При среднем атмосферном давлении на уровне моря около 1000 гПа давление в центре **Ц.** может понижаться до 950—920 гПа. Области **Ц.**, принимающие форму латинской буквы V, называются

ложбинами. Горизонтальная ось ложбины является линией сходимости барических градиентов и воздушных потоков.

Развитие **Ц.** происходит в зонах наибольших контрастов температуры тропосферы на полярных и арктических *атмосферных фронтах* при возникновении крупномасштабных волновых и вихревых движений, в которые вовлекаются разделённые фронтами воздушные массы. Возрастает кинетическая энергия развивающегося возмущения, атмосферное давление в его центре понижается, **Ц.** углубляется. Происходит *окклюзия Ц.* — вытеснение тёплого воздуха в высокие слои тропосферы. **Ц.** принимает характер вихря холодного воздуха — атмосферное давление в центре **Ц.** повышается (первоначально в нижней части тропосферы). Под влиянием притока более холодных воздушных масс происходит регенерация — вторичное развитие уже начавшего затухать **Ц.** Над северной частью Атлантического океана и Европой ежегодно наблюдается около 60 серий, состоящих из нескольких **Ц.**, смещающихся один за другим со средней скоростью 30—40 км/ч. Скорости вновь образовавшихся **Ц.** могут достигать 80—100 км/ч. В начальной стадии **Ц.** является низким (ниже 5 км), но по мере развития растёт. Высокий **Ц.** хорошо выражен в тропосфере и нередко в нижней стратосфере, но отсутствует в приземных слоях. С **Ц.** связаны сложные метеорологические условия для авиации, так как в случае преобладания восходящего движения образуется мощная облачность, особенно в атмосферных фронтах. Экипажам ЛА в авиационных прогностических *картах погоды* указывается положение центров **Ц.** (на российских картах буквой Н — низкий, на международных — буквой *L* — Low — низкий), значения давления в этих центрах, направление и скорость смещения **Ц.**, сведения об облачности, опасных атмосферных явлениях. **Тропические Ц.** возникают вблизи внутритропической зоны конвергенции. Отличаются от внетропических **Ц.** меньшими размерами (100—300 км в поперечнике), значительно большими барическими градиентами, штормовыми скоростями ветра, ливневыми осадками. Исключение составляет так называемый *глаз бури* — область в центре вихря диаметром в среднем 20—30 км, с прояснениями и слабыми ветрами. В тропиках **Ц.** медленно движутся к западу. В умеренных широтах тропические **Ц.** регенерируют, становятся внетропическими и перемещаются к востоку. Скорость их движения возрастает. Выделяют тропические штормы — скорость ветра 17—34 м/с, тропические ураганы — 34 м/с и выше. Всего за год в среднем возникает около 80 тропических **Ц.**, из них 30 — на Дальнем Востоке (тайфуны). Они представляют большую опасность для мореплавания и авиации, вызывают разрушения и наводнения на суше. Для определения местоположения и интенсивности **Ц.** наряду с наземными наблюдениями используются телевизионные изображения с метеорологических спутников. См. рис. 1, 2.

С. С. Гайгеров, Л. И. Мамонтова.

**Рис. 1.** Схема внетропического циклона в северном полушарии: линии — изобары в приземном слое (линии равного атмосферного давления в гПа, приведённого к уровню моря); стрелки — направление ветра; Н — центр циклона.

**Рис. 2.** Схема развития циклона; *а* — распределение давления и воздушных течений в средней тропосфере (на высоте 4—6 км); *б* — распределение давления, ветров и воздушных масс в приземном слое; *в* — вертикальный разрез по линии А — А; 1 — до возникновения циклона; 2 — циклон в начальной стадии (волны); 3 — молодой циклон; 4 — циклон в стадии окклюзии; Н — низкое давление; В — высокое давление; ТВ — тёплый воздух; ХВ — холодный воздух.

**Циолковский** Константин Эдуардович (1857—1935) — русский учёный и изобретатель в области воздухоплавания, авиации и ракетной техники; основоположник современной космонавтики. Основные работы **Ц.** посвящены научному обоснованию цельнометаллического аэростата (дирижабля), аэроплана обтекаемой формы, поезда на воздушной подушке и ракеты для межпланетных путешествий. Первым печатным трудом о дирижаблях был «Аэростат металлический управляемый» (1893), в котором дано научное и техническое обоснование конструкции дирижабля с металлической оболочкой. **Ц.** принадлежит идея постройки аэроплана с

металлическим каркасом. В статье «Аэроплан, или птицеподобная (авиационная) летательная машина» (1894) даны описание и чертежи моноплана, отличавшегося крыльями толстого профиля с округлённой передней кромкой и фюзеляжем обтекаемой формы (рис. в табл. II). В 1897 Ц. построил аэродинамическую трубу, разработал методику эксперимента в ней и в 1900 на субсидию АН сделал продувки простейших моделей и определил коэффициент сопротивления шара, плоской пластинки, цилиндра, конуса и др. тел. В 1932 Ц. разработал теорию полёта ракетных самолётов в стратосфере и схемы самолётов для полета с гиперзвуковыми скоростями. Ц. — основоположник теории межпланетных сообщений. Его исследования впервые показали возможность достижения космических скоростей, осуществимость межпланетных полётов и освоения человеком космического пространства. Труды Ц. в значительной степени способствовали развитию ракетной и космической техники в СССР и др. странах. Награждён орденом Трудового Красного Знамени. В 1954 АН СССР учредила золотую медаль имени К. Э. Циолковского «За выдающиеся работы в области межпланетных сообщений». В Калуге, Москве и Рязани сооружены памятники учёному. Созданы мемориальный дом-музей в Калуге, музей в Кирове. Его имя присвоено Московскому авиационному технологическому институту, Государственному музею истории космонавтики. Именем Ц. назван кратер на Луне.

*Лит.:* Идеи К. Э. Циолковского и современные научные проблемы, М., 1984; **Космодемьянский А. А.**, К. Э. Циолковский, 2 изд., М., 1987.

**К. Э. Циолковский.**

**Циркуляция скорости** (от лат. *circulatio* — вращение) — кинематическая характеристика течения жидкости или газа; в частности, она служит мерой завихрённости потока при изучении *вихревых течений*.

**Ц. с.**  $\Gamma$  — одна из основных интегральных характеристик поля скоростей в сплошной среде и определяется соотношением

$$\Gamma = \oint_{l} \mathbf{V} d\mathbf{l},$$

где  $d\mathbf{l}$  — направленный элемент кривой  $l$ , по которой вычисляется **Ц. с.**  $\mathbf{V}$  — вектор скорости **Ц. с.** является важной характеристикой поля скоростей благодаря существованию теорем гидродинамики о сохранении **Ц. с.** по жидким замкнутым контурам в идеальной среде и *Жуковского теоремы*, связывающей появление подъёмной силы на профиле, движущемся в *идеальной жидкости*, с **Ц. с.** по замкнутому контуру вокруг него.

В зависимости от того, обращается в нуль **Ц. с.** по замкнутому контуру или нет, получаются две принципиально различные схемы обтекания тела идеальной жидкостью. При бесциркуляционном обтекании тела, которое совершает поступательное движение с постоянной скоростью, равнодействующая аэродинамическая сила равна нулю (см. *Даламбера — Эйлера парадокс*). Данная схема не позволяет изучать подъёмную силу крыла, она применяется лишь для упрощённого анализа взаимодействия так называемых слабонесущих тел со средой при неустановившемся движении (см. *Присоединённая масса*). Н. Е. Жуковский ввёл в рассмотрение неоднозначные потенциалы скоростей, соответствующие *вихрям присоединённым*, и предложил схемы циркуляционного обтекания тел. Это позволило описать механизм образования подъёмной силы крыла в идеальной среде (см. *Крыла теория*).

Согласно теореме Дж. Г. Стокса, **Ц. с.** по замкнутому контуру связана с потоком завихрённости  $\{\{\Omega\}\} = \text{rot } \mathbf{V}$  через любую поверхность  $S$ , опирающуюся на этот контур:

$$\Gamma = \iint_S \{\{\Omega\}\} dS.$$

*С. М. Белоцерковский.*

**ЦКБ**, **Центральное конструкторское бюро**, — название ряда опытно-конструкторских организаций авиационного профиля в СССР: **ЦКБ** Авиатреста (**ЦКБ** ВАО), **ЦКБ-39**, **ЦКБ** ЦАГИ, **ЦКБ** завода № 39 имени В. Р. Менжинского, **ЦКБ-29**. **ЦКБ-39** и **ЦКБ-29** существовали при органах внутренних дел. В них работали авиационные специалисты, находившиеся в результате необоснованных репрессий в заключении (все они впоследствии были реабилитированы), а также вольнонаёмные сотрудники.

**ЦКБ Авиатреста (ЦКБ ВАО)**. Образовано в 1926 при Авиатресте ВСНХ СССР в целях сосредоточения и координации усилий в области опытного авиастроения. Включало Отдел сухопутного самолётостроения (ОСС), Отдел опытного моторостроения (ООМ) и Отдел морского опытного самолётостроения (ОМОС). ОСС базировался сначала на заводе № 1 (бывший «Дук»), затем на заводе № 25 (см. «Самолёт»; руководитель *Н. Н. Поликарпов*). ОМОС первоначально функционировал на заводе № 23 «Красный лётчик», а в конце 1927 был переведён на территорию московского завода № 22; руководитель *Д. П. Григорович*. Функции ООМ были возложены на КБ московского авиадвигательного завода № 24 имени М. В. Фрунзе; руководитель *А. Д. Швецов*. В начале 1930 **ЦКБ**, подчинённому тогда Всесоюзному авиационному объединению (ВАО), предоставили производственную базу *Московского авиационного завода № 39 имени В. Р. Менжинского*. Здесь стали работать *С. А. Кочеригин*, *А. Н. Рафаэляну*, *А. С. Яковлев*, *В. П. Яценко*, *В. В. Никитин* и др. конструкторы. В августе 1931 **ЦКБ** ВАО подчинили ЦАГИ.

**ЦКБ-39 ОГПУ**. Было образовано в 1929 и занимало несколько ангаров на территории завода № 39 имени В. Р. Менжинского. Группой репрессированных конструкторов, в которую входили *Б. Ф. Гончаров*, *И. М. Косткин*, *П. М. Крейсон*, *А. В. Надашкевич*, *В. Л. Корвин* и др. (всего около 20 человек), руководили Поликарпов и Григорович. Здесь были созданы истребители *И-5*, *И-З*, опытный бомбардировщик *ТБ-5*. После успешных испытаний истребителя *И-5* постановлением ЦИК СССР от 11 июня 1931 репрессированные конструкторы были освобождены. Многие из них стали работать в **ЦКБ** ВАО.

**ЦКБ ЦАГИ**. Образовалось в 1931 путём объединения **ЦКБ** ВАО и Отдела авиации, гидроавиации и опытного строительства (АГОС) ЦАГИ. Возглавил **ЦКБ** ЦАГИ *С. В. Ильюшин*. В мае 1932 оно было преобразовано в Сектор опытного строительства (СОС ЦАГИ), а в начале 1933 из СОС было выделено **ЦКБ** опытного самолётостроения лёгких самолётов и войсковых серий и переведено на завод № 39 имени В. Р. Менжинского.

**ЦКБ** завода № 39 имени В. Р. Менжинского. Включало несколько специализированных бригад, которые возглавили Кочеригин, Поликарпов, *В. А. Чижевский*, *Г. М. Бериев*, Ильюшин (он же начальник **ЦКБ**). Под заводской маркой «**ЦКБ**» здесь был создан ряд известных самолётов: *И-15 (ЦКБ-3)*, *И-16 (ЦКБ-12)*, *ДБ-3 (ЦКБ-30)*, *Ил-2 (ЦКБ-55)*. Процесс расформирования этого **ЦКБ** проходил в 1934—36, когда большинство его конструкторских бригад были переведены на серийные заводы.

**ЦКБ-29 НКВД**. Было образовано в 1939 на территории московского авиационного завода № 156 (ныне *Авиационный научно-технический комплекс имени А. Н. Туполева*). Здесь 4 отдела вели работы по своим темам: проект «100» (под руководством *В. М. Петлякова* создан бомбардировщик *Пе-2*), проект «102» (под руководством *В. М. Мясничева* — опытный бомбардировщик *ДВБ-102*), проект «103» (под руководством *А. Н. Туполева* — бомбардировщик *Ту-2*), проект «НО» (под руководством *Д. Л. Томашевича* — опытный истребитель «НО»). На положении заключённых в **ЦКБ-29**, кроме руководителей проектов, находились также *В. Л. Александров*, *Н. И. Базенков*, *Р. Л. Бартини*, *П. А. Вальтер*, *С. М. Егер*, *А. М. Изаксон*, *Л. Л. Кербер*, *С. П. Королёв*, *Д. С. Марков*, *К. В. Минкер*, *А. В. Надашкевич*, *А. И. Некрасов*, *И. Г. Неман*, *К. Е. Полищук*, *А. И. Путилов*, *Б. А. Саукке*, *Г. С. Френкель*, *А. М. Черёмухин*, *В. А. Чижевский* и многие другие учёные и конструкторы (всего более 120 человек). В июле 1941 отделы 102, 103, 110 были перебазированы в Омск. Петляков и сотрудники его отдела были освобождены в 1940, а большинство других заключённых — в годы войны.

Г. В. Костырченко, М. Б. Саукке.

**Цыбин** Павел Владимирович (р. 1905) — советский конструктор авиационной и ракетно-космической техники, заслуженный деятель науки и техники РСФСР (1965). В 1927—46 в Красной Армии. Окончил Военно-техническую школу ВВС РККА (1928), 3 курса Военно-воздушной академии РККА имени профессора Н. Е. Жуковского (1941; ныне ВВИА), Высшие инженерные курсы МВТУ (1950). В 1923—26 планерист-инструктор Общества друзей воздушного флота. Создал ряд учебных и десантных планеров. В 1943 руководил операцией по доставке оружия и боеприпасов белорусским партизанам на планерах. Главный конструктор авиационных заводов (1940—48). Создал экспериментальные самолёты («летающие лаборатории») ЛЛ-1 и ЛЛ-2 с РДТТ для исследования аэродинамики самолётов на трансзвуковых скоростях. В 1955—59 возглавлял ОКБ-253, образованное для разработки сверхзвукового дальнего высотного бомбардировщика. Его натурная модель (НМ-1) проходила лётные испытания. С 1961 заместитель С. П. Королёва. Ленинская премия (1966). Награждён орденом Ленина, 2 орденами Красного Знамени, орденами Отечественной войны 1-й и 2-й степени, 2 орденами Трудового Красного Знамени, орденом Красной Звезды, медалями.

П. В. Цыбин.

**«Чайка»** — схема крыла, при которой его корневые части имеют положительное *поперечное V крыла*, а концевые — менее положительное или горизонтальны (см. рис.). Крыло похоже на крыло летящей чайки (отсюда название). Схему «Ч.» могут иметь крыло высокоплана или верхнее крыло биплана. В 30-е гг. такое крыло применялось на некоторых истребителях с целью улучшения обзора в верхней полусфере, например на полутораплане И-153; Часто используется на гидросамолётах для увеличения высоты расположения двигателей над водной поверхностью, чтобы предохранить их от забрызгивания при взлёте и посадке.

Крыло схемы «Чайка».

**«Чайна Эрлайнс»** (China Airlines) — национальная авиакомпания Тайваня. Осуществляет перевозки в страны Азии, Северной Америки, Западной Европы, Среднего Востока и Африки. Основана в 1959. В 1989 перевезла 4,9 млн. пассажиров, *пассажирооборот* 10,49 млрд. п.-км. Авиационный парк — 23 самолёта.

**Чаплыгин** Сергей Алексеевич (1869—1942) — советский учёный в области теоретической механики, один из основоположников современной гидро- и аэродинамики, академик АН СССР (1929; член-корреспондент 1924), Герой Социалистического Труда (1941). Ученик и соратник Н. Е. Жуковского. В 1890 окончил физико-математический факультет Московского университета и по представлению Жуковского был оставлен там для подготовки к профессорскому званию. С 1893 преподавал физику в женском среднем учебном заведении, механику в Императорском техническом училище, Московском инженерном училище, Московском университете. Ч. — организатор и директор Московских высших женских курсов (1905—18), Ч. написаны университетский курс аналитической механики «Механика системы» (ч. 1—2, 1905—07) и сокращённый «Пропедевтический курс механики» для вузов и естественных факультетов университетов (1916).

Первые труды Ч., созданные под влиянием Жуковского, относятся к области гидромеханики. В работе «О некоторых случаях движения твёрдого тела в жидкости» (1894) и в магистерской диссертации «О некоторых случаях движения твёрдого тела в жидкости» (1897) он дал геометрическую интерпретацию законов движения твёрдых тел в жидкости. За исследования по теории движения твёрдого тела в жидкости и по движению тел с неинтегрируемыми связями Ч. получил в 1899 от Петербургской АН почётную золотую медаль.

В конце XIX — начале XX вв. Ч. начинает заниматься струйными течениями. В 1902 представляет в Московском университете докторскую диссертацию «О газовых струях», в которой был дан

метод исследования струйных течений газа при любых дозвуковых скоростях. В то время исследование газовых течений со скоростями, приближающимися к скорости звука, не было актуально для авиации. Лишь через 30 лет работа **Ч.** явилась основой для решения задач о звуковых течениях, а развитие созданных в ней методов привело к решению основных вопросов, связанных с работой крыла при больших дозвуковых скоростях.

Вопросы аэродинамики стали центром его научной деятельности. В 1910 почти одновременно появились работы **Ч.** «О давлении плоскопараллельного потока на преграждающие тела» и Жуковского «О контурах поддерживающих поверхностей аэропланов», в которых впервые даются способы количественного определения циркуляции вокруг профиля. Это явилось необходимым дополнением к теореме Жуковского о подъёмной силе крылового профиля. В своей работе **Ч.** применил выдвинутый им принцип схода струй с острой кромки крыла к определению течений около ряда конкретных профилей. В ней же содержатся формулы определения аэродинамической подъёмной силы и момента (см. *Чаплыгина — Жуковского условие*).

В 1914 появилась фундаментальная работа **Ч.** «Теория решётчатого крыла», в которой заложены основы теории обтекания решёток циркуляционным потоком, явившейся базой для расчёта винтов, турбин и др. лопаточных машин. В последующих трудах **Ч.** решил ряд сложных задач, связанных с определением точки приложения подъёмной силы, определением сил, действующих в неустановившемся полёте, теорией так называемого механизированного крыла, вопросами устойчивости крыла в полёте и т. д.

Большой вклад внёс **Ч.** в математику. Его исследования по приближённому интегрированию дифференциальных уравнений принадлежат к крупным достижениям математической мысли. Идеи **Ч.** оказались применимы не только для решения широких классов дифференциальных уравнений, но и при приближённом решении весьма общих классов функциональных уравнений.

После Октябрьской революции 1917 **Ч.** активно продолжает вести научные исследования. С 1918 он участвует в работе Комиссии особых артиллерийских опытов при Главном артиллерийском управлении и в работе Научно-экспериментального института путей сообщения, а в конце 1918 привлекается Жуковским к организации ЦАГИ. В 1921—30 **Ч.** — председатель коллегии, в 1928—31 — директор-начальник ЦАГИ. В последующие годы **Ч.** руководил созданием крупнейших аэродинамических лабораторий ЦАГИ (1931—41). Премия имени Н. Е. Жуковского (1925). Награждён 2 орденами Ленина, 2 орденами Трудового Красного Знамени. АН СССР учредила (1942) премию имени С. А. Чаплыгина «За лучшую оригинальную работу по теоретическим исследованиям в области механики». Город Раненбург бывшей Рязанской губернии, где родился **Ч.**, переименован в г. Чаплыгин (Липецкая область). В Москве установлен бюст **Ч.** (1960), а на территории ЦАГИ — памятник (1959). Его имя носят научно-исследовательский институт авиации в Новосибирске (СибНИА), аэродинамическая лаборатория в ЦАГИ. В Москве действует мемориальный музей-квартира **Ч.** Его именем назван кратер на обратной стороне Луны.

Соч.: Собр. соч., т. 1—4, М. — Л., 1948—50; Избр. труды, М., 1976 (сер. «Классики науки»).

Лит.: Голубев В. В., С. А. Чаплыгин, М., 1947; С. А. Чаплыгин. Материалы к научной биографии. К столетию со дня рождения. 1869—1969, М., 1972 (Труды ЦАГИ, в. 1429); Келдыш М. В., С. А. Чаплыгин, в кн.: Чаплыгин С. А., Избр. труды, М., 1976 (лит.).

### С. А. Чаплыгин.

**Чаплыгина — Жуковского условие** — требование конечности скорости потока в острой задней кромке гладкого *профиля крыла* при безотрывном обтекании его потоком *идеальной жидкости*. Сформулировано С. А. Чаплыгиным и использовано Н. Е. Жуковским для вычисления *подъёмной силы* профиля в 1910. Одно из основных положений аэродинамики, используемое для определения *циркуляции скорости*  $\Gamma$  вокруг профиля, которое позволило вместе с *Жуковского теоремой* о подъёмной силе создать *крыла теорию* в рамках модели идеальной жидкости.

Картина обтекания гладкого профиля с острой задней кромкой потоком идеальной жидкости зависит от значения  $\Gamma$ . В случаях  $a$  и  $b$  на рис. 1 скорости на острой кромке становятся бесконечными, и только в случае  $v$ , когда поток сходится с задней кромки, скорости будут иметь конечные значения как в этой точке, так и во всём поле течения. Таким образом, **Ч. — Ж. у.** позволяет из множества течений выделить единственное, имеющее реальный смысл, и, следовательно, математически однозначно сформулировать задачу обтекания профиля потоком идеальной жидкости. **Ч. — Ж. у.** носит весьма общий характер и отражает механизм возникновения циркуляции скорости вокруг профиля, связанный с проявлением реальных свойств среды. Например, при обтекании тонкого профиля в начальный момент времени на задней кромке под влиянием сил трения образуется вихрь интенсивности —  $\Gamma$ , который затем отрывается и уносится потоком на бесконечность. В результате около профиля устанавливается течение, близкое к потенциальному с циркуляцией скорости  $\Gamma$ .

В современной теории крыла **Ч. — Ж. у.** используется как в классическом варианте, так и в виде различных обобщений. При наличии у профиля нескольких острых кромок (например, у пластины) или ряда точек излома (например, у многоугольника) стационарная постановка задачи приводит к физически нереальным течениям, так как **Ч. — Ж. у.** можно удовлетворить только в одной из этих точек. Однако успешно развиваются нестационарные подходы, в которых допускается сход *вихревых пелен* (волнистые линии на рис. 2) со всех острых кромок или изломов, что позволяет применять в них **Ч. — Ж. у.** и получать всюду конечные скорости. Развитие численных методов сделало возможным переход к ещё более сложным задачам теории крыла, в которых учитываются и вязкие отрывы (неидеальные жидкости). Дополнение модели, основанной на схеме идеальной среды, теорией нестационарного *пограничного слоя* позволяет проводить расчёт более сложных схем обтекания профиля (рис. 3). У задней кромки **Ч. — Ж. у.** применяется в обобщённом виде: здесь пограничный слой переходит в вихревой след, который моделируется дискретными *вихрями свободными*. Кроме того, аналогичные следы образуются и в местах *отрыва пограничного слоя*.

С. М. Белоцерковский.

**Рис. 1.**

**Рис. 2.** Схема нестационарного обтекания профиля с острыми кромками и изломами, на которых выполняется условие Чаплыгина — Жуковского. Волнистыми линиями показаны нестационарные свободные вихри.

**Рис. 3.** Схема нестационарного обтекания профиля (обозначен сплошной линией) с отрывами пограничного слоя (штриховая линия). Стрелки обозначают направление и значение скорости потока в пограничном слое, точки и тонкие сплошные линии — дискретные свободные вихри и траектории их движения.

**Чаромский** Алексей Дмитриевич (1899—1982) — советский конструктор авиационных и танковых дизелей, доктор технических наук (1953), генерал-майор инженерно-технической службы (1944). Участник Октябрьской революции 1917 и Гражданской войны. Окончил Военно-воздушную академию РККА имени профессора Н. Е. Жуковского (1928; ныне ВВИА). С 1928 в Научном автотомоторном институте, а затем в ЦИАМ занимался конструированием и созданием дизелей. Был необоснованно репрессирован и в 1938—42 находился в заключении, работая в моторной группе особого техбюро НКВД. В 1942—60 главный конструктор на заводах. Под руководством **Ч.** создан ряд авиационных дизелей, в том числе М-40 и АЧ-30Б (применялся на дальних бомбардировщиках Ер-2 и Пе-8). Разрабатывал также танковые дизели. Преподавал в МАИ, МВТУ и др. вузах (профессор). Государственная премия СССР (1943). Награждён 2 орденами Ленина, 2 орденами Красного Знамени, орденами Суворова 2-й степени, Трудового Красного Знамени, медалями.

А. Д. Чаромский.

**Чартер воздушный** (англ. charter) — договор, по которому одна сторона (фраховщик) обязуется предоставить другой стороне (фрахователю) за плату всю вместимость или часть вместимости одного или нескольких воздушных судов на один или несколько рейсов для перевозки пассажиров, багажа, грузов, почты или иных целей.

Фрахтовщик обязан своевременно предоставить вместимость воздушного судна и содержать его в течение всего срока действия договора в состоянии, годном к использованию для целей, предусмотренных договором. В интересах безопасности полёта фраховщик имеет право переносить или отменять вылет, совершать в течение полёта посадки, делать остановки, необходимый ремонт, изменять маршрут или прекращать полёт, а также уменьшать количество пассажиров, багажа, груза и почты, принимаемых на борт в соответствии с условиями договора. Фрахтователь может с согласия фраховщика предоставить зафрахтованное судно в субчартер. Он может отказаться от договора с уплатой неустойки в размере, предусмотренном **Ч. в.** Сторона по **Ч. в.** освобождается от ответственности за неисполнение или ненадлежащее исполнение договора, если докажет, что неисполнение или ненадлежащее исполнение договора произошли не по её вине.

По **Ч. в.** в качестве фрахователей обычно выступают различные туристические и экспедиторские фирмы, агентства, спортивные и пр. общества, а в качестве фраховщика — авиатранспортные предприятия. Для перевозки пассажиров на регулярных рейсах может заключаться блок-чартер. В этом случае бронируется определённое число мест на воздушном судне, выполняющем регулярный рейс. Постоянный рост объёмов нерегулярных авиаперевозок на зафрахтованных воздушных судах (чартерных авиаперевозок) и сравнительно дешёвые их цены оказывают негативное влияние на рентабельность и эффективность регулярных перевозок, поэтому многие государства ограничивают чартерные перевозки специальными условиями, принимают дополнительные меры контроля за ценами на них.

*И. Н. Остроумов.*

**Частотная характеристика** в теории автоматического регулирования — зависящий от частоты комплексный коэффициент связи между рассматриваемым параметром системы и входным воздействием; **Ч. х.** существуют, если вынужденная составляющая движения системы является периодической функцией одного периода (одной частоты  $\{\{\omega\}\}$ ) с периодом вынуждающего воздействия. Если входной сигнал (воздействие)  $x_{вх}$  и выходной сигнал (отклик на воздействие)  $x_{вых}$  системы представить в комплексном виде:

$$x_{вх} = A_{вх}(\{\{\omega\}\}) \exp\{i[\{\{\omega\}\}t + \{\{\phi\}\}_{вх}(\{\{\omega\}\})]\},$$

$$x_{вых} = A_{вых}(\{\{\omega\}\}) \exp\{i[\{\{\omega\}\}t + \{\{\phi\}\}_{вых}(\{\{\omega\}\})]\},$$

где  $A_{вх}(\{\{\omega\}\})$ ,  $A_{вых}(\{\{\omega\}\})$  — амплитуды,  $\{\{\phi\}\}_{вх}(\{\{\omega\}\})$ ,  $\{\{\phi\}\}_{вых}(\{\{\omega\}\})$  — фазы соответственно входного и выходного сигналов, то отношение  $W(i\{\{\omega\}\}) = x_{вых}/x_{вх}$  системы; при этом величину  $|W(i\{\{\omega\}\})| = A_{вых}(\{\{\omega\}\})/A_{вх}(\{\{\omega\}\})$  называют амплитудно-частотной характеристикой (АЧХ), а величину  $\arg W(i\{\{\omega\}\}) = \{\{\phi\}\}_{вых}(\{\{\omega\}\}) - \{\{\phi\}\}_{вх}(\{\{\omega\}\})$  — фазовой частотной характеристикой (ФЧХ). В практике часто используют логарифмические амплитудно-частотные характеристики (ЛАЧХ) и логарифмические фазовые частотные характеристики (ЛФЧХ). При их построении по осям абсцисс откладывают частоту в логарифмическом масштабе, а по осям ординат  $|W(i\{\{\omega\}\})|$ , — выраженную в дБ, и  $\{\{\phi\}\}$  в линейном масштабе (см. рис., а). При этом частота среза  $\{\{\omega\}\}_{ср}$ , при которой ЛАЧХ пересекает ось абсцисс, может служить мерой быстродействия системы, а запас по фазе  $\{\{\Delta\phi\}\}(\{\{\Delta\phi\}\} = \{\{\pi\}\} - |\{\{\phi\}\}(\{\{\omega\}\}_{ср})|)$  — мерой затухания свободных колебаний в ней. Функцию  $W(i\{\{\omega\}\})$ , построенную на комплексной плоскости в координатах  $\operatorname{Re}W(i\{\{\omega\}\})$ ,  $\operatorname{Im}W(i\{\{\omega\}\})$  (см. рис., б), называют амплитудно-фазовой частотной характеристикой (см. также *Годографа метод*). Для нелинейных систем за  $A_{вых}$  и  $\{\{\phi\}\}_{вых}$  принимаются амплитуда и фаза первой гармоники выходного сигнала. В этом случае **Ч. х.** зависит от амплитуды входного сигнала, а при некоторых сочетаниях параметров системы — и от направления (увеличения или уменьшения, см., например, *Гистерезис*) изменения частоты.

Изложенное выше справедливо для так называемых непрерывных стационарных систем; в более общем случае линейных непрерывных и импульсных систем **Ч. х.** определяют как отношение комплексных спектров выходного и входного сигналов. У системы, имеющей  $n$  параметров состояния и  $k$  входных воздействий, насчитывается  $n \cdot k$  независимых **Ч. х.** Например, короткопериодическое *продольное движение* самолёта характеризуется изменениями угла *атаки*  $\{\alpha\}$  и скорости *тангажа*  $\{\omega\}_z$ ; самолёт имеет четыре **Ч. х.** по этим параметрам при отклонении  $\{\delta\}_v$  руля высоты и воздействии вертикальных порывов ветра со скоростью  $W$ , являющиеся функциями  $i\{\omega\}$ :  $\{\alpha\}/\{\delta\}_v$ ,  $\{\alpha\}/W$ ,  $\{\omega\}_z/W$ , а комбинациями этих **Ч. х.** являются **Ч. х.** по *перегрузке*  $n_y$ :  $n_y/\{\delta\}_v$ ,  $n_y/W$ .

**Ч. х.** широко используются при анализе системы «самолёт — лётчик — система управления» благодаря возможности определения её динамических характеристик по **Ч. х.** отдельных элементов, устанавливаемых расчётными или экспериментальными методами. **Ч. х.** применяются для определения запасов устойчивости замкнутых систем по **Ч. х.** разомкнутых, для выяснения параметров автоколебаний при наличии в системах нелинейностей и реакции систем на детерминированные и случайные воздействия, для математического моделирования элементов систем по их **Ч. х.** В общем случае **Ч. х.** системы связана с её *передаточной функцией*  $W(p)$  соотношением  $W(i\{\omega\}) = W(p)_{p=i\{\omega\}}$ .

Широкое использование экспериментальных методов определения **Ч. х.** привело к созданию и внедрению в исследовательскую практику специализированных приборов — анализаторов **Ч. х.**, включающих генераторы гармонических сигналов, измерительные и вычислительные устройства.

*Лит.:* Техническая кибернетика. Теория автоматического регулирования, под ред. В. В. Солодовникова, кн. 1—3, М., 1967—69.

Ю. Г. Живов.

### Частотные характеристики разомкнутой системы.

**Че-2** (МДР-6) — летающая лодка конструкции *И. В. Четверикова*, морской дальний разведчик. Высокоплан (рис. в табл. XVI) с крылом типа «чайка». Длина 15,73 м, размах крыла 19,3 м, площадь крыла 59,4 м<sup>2</sup>. Конструкция в основном металлическая. Силовая установка — два ПД М-63 мощностью по 809 кВт. Взлётная масса 6700 кг (в перегрузочном варианте 7200 кг). Вооружение: три пулемета ШКАС в двух стрелковых установках, бомбовая нагрузка до 1000 кг. Скорость 360 км/ч, потолок 9000 м, дальность полёта до 2650 км. Экипаж 3—4 человека. Самолёт строился серийно в 1939—40 и применялся в годы Великой Отечественной войны.

**Челноков** Николай Васильевич (1906—1974) — советский лётчик, генерал-майор авиации (1949), дважды Герой Советского Союза (1942, 1944). В Советской Армии с 1928. Окончил Севастопольскую школу морских лётчиков (1931), академические курсы при Военно-морской академии (1945), Высшую военную академию (1949; позже Военная академия Генштаба Вооружённых Сил СССР). Участник советско-финляндской и Великой Отечественной войн. В ходе войны был командиром бомбардировочной и штурмовой эскадрилий, командиром минно-торпедного авиаполка, командиром штурмового авиаполка, командиром штурмовой авиадивизии. Совершил свыше 270 боевых вылетов. После войны на командных и штабных должностях в авиации ВМФ и на преподавательской работе. Депутат ВС СССР в 1946—50. Награждён 3 орденами Ленина, 4 орденами Красного Знамени, орденами Ушакова 2-й степени, Красной Звезды, «Знак Почёта», медалями. Бронзовый бюст в Санкт-Петербурге.

*Лит.:* Локшин В. С., Самойлов С. С., Верность, в их кн.; Шесть золотых звезд, М., 1976; Кузнецов И. И., Морской лётчик, в его кн.; Золотые звезды иркутян, Иркутск, 1982.

Н. В. Челноков.

**Челомей** Владимир Николаевич (1914—1984) — советский учёный в области механики и процессов управления и конструктор в области авиационной и ракетно-космической техники, академик АН СССР (1962; член-корреспондент 1958), дважды Герой Социалистического Труда (1959, 1963). После окончания Киевского авиационного института (1937) работал там же преподавателем, а с 1941 — в ЦИАМ, где им был создан (независимо от работ в Германии) первый в СССР ПуВРД (1942). Этот двигатель устанавливался на самолётах-снарядах конструкции Ч., а также на экспериментальных самолётах. С 1944 главный конструктор. С 1959 генеральный конструктор объектов ракетно-космической техники. Под его руководством разработаны РН и ИСЗ «Протон», ИСЗ «Полёт», орбитальные станции «Салют-3, -5» и др. объекты. С 1952 профессор МВТУ. Основные труды по конструкции и динамике машин, теории колебаний, динамической устойчивости упругих систем, теории сервомеханизмов. Золотая медаль имени Н. Е. Жуковского (1964), золотая медаль имени А. М. Ляпунова АН СССР «За выдающиеся работы в области математики и механики» (1977). Депутат ВС СССР в 1974—84. Ленинская премия (1959), Государственная премия СССР (1967, 1974, 1982). Награждён 5 орденами Ленина, орденом Октябрьской Революции, медалями.

Соч.: Избранные труды, М., 1989.

**В. Н. Челомей.**

**Челюскинская эпопея.** 10 августа 1933 из Мурманска вышел грузо-пассажирский пароход «Челюскин» с заданием пройти за одну навигацию Северный морской путь и выйти через Берингов пролив в Тихий океан. Возглавил экспедицию начальник Главсевморпути профессор (впоследствии академик) О. Ю. Шмидт, капитаном парохода был В. И. Воронин. 13 февраля 1934 «Челюскин» был раздавлен льдами и затонул в Чукотском море в 287 км от мыса Северного (ныне мыс О. Шмидта) и в 267 км от мыса Уэлен. Люди успели высадиться на льдину, выгрузили всё необходимое и разбили лагерь. 14 февраля была организована правительственная комиссия по спасению челюскинцев во главе с В. В. Куйбышевым. Основные надежды на оказание помощи потерпевшим бедствие были связаны с авиацией. В то время в северных районах страны не было ещё достаточного количества авиабаз с аэродромами, запасами горючего, обеспечением метеоинформацией. Предстояло летать в безлюдной и безориентирной местности на самолётах, которые не были утеплены, оснащались простейшим навигационным оборудованием и не имели радиосвязи. Лётчикам противостояли жестокие морозы, туманы, шквальные ветры, многодневная пурга, обледенение машин, внезапные перемены погоды.

Наиболее близко к лагерю Шмидта — в бухте Лаврентия — оказался полярный лётчик *А. В. Ляпидевский*. После 29 попыток он 5 марта пробился к лагерю, посадил свой двухдвигательный самолёт *АНТ-4* на небольшой, окружённый торосами ледовый аэродром и вывез в посёлок Уэлен 10 женщин и двух детей (челюскинцам придётся неоднократно готовить аэродромы заново, так как их разрушала подвижка льдов). Позднее, при перелёте в посёлке Ванкарем, где организовывалась главная база, Ляпидевский из-за поломки двигателя совершил вынужденную посадку и не смог более принимать участие в спасательных работах.

В США были закуплены два 9-местных пассажирских самолёта Консолидейтед «Флестер» с тем, чтобы достигнуть Чукотки со стороны Аляски. За ними отправились лётчики *С. А. Леваневский* и *М. Т. Слепнёв*, а также уполномоченный правительственной комиссии полярный исследователь Г. А. Ушаков. Самолёты перегнали в г. Ном на Аляске. Оттуда 29 марта Леваневский вылетел с Ушаковым, но над Чукоткой попал в крайне тяжёлые метеорологические условия; во время аварийной посадки его самолёт получил значительные повреждения и в дальнейших спасательных работах участия принять не смог. Стартовавший через несколько дней Слепнёв перелетел в Ванкарем, а 7 апреля совершил посадку в лагере, повредив при этом самолёт о ледяную глыбу. В тот же день в лагерь прилетели *Н. П. Каманин* (командир лётного спасательного отряда, выделенного Особой Дальневосточной армией) и *В. С. Молоков* (входил в группу гражданских лётчиков) на самолётах *P-5* и вывезли 5 человек, а Слепнёв после трёхдневного ремонта самолёта

вернулся на базу, также взяв 5 человек. На льдину он больше не летал, а переправил вывезенного Молоковым больного Шмидта в Ном (этим же рейсом на родину возвратились механики самолётов «Флестер»).

Самолёты Р-5 группы Каманина, доставленные по железной дороге, были 2 марта отправлены вместе с экипажами из Владивостока на Чукотку пароходом «Смоленск», однако из-за сложной ледовой обстановки дошли только до мыса Олюторского на Камчатке. 21 марта с побережья залива Олюторский вылетели 5 самолётов Р-5, однако Ванкарема 7 апреля достигли только самолёты Каманина и Молокова. В период 7—13 апреля они выполнили по 9 рейсов между базой и лагерем и вывезли соответственно 34 и 39 человек. Для увеличения загрузки самолёта под крылом Р-5 прикрепляли по 2 фанерных футляра для грузовых парашютов, в которых лёжа мог размещаться человек. Молоков, летавший без штурмана, брал в двухместный самолёт до 6 пассажиров.

3 самолёта были доставлены по железной дороге в Хабаровск. Группа вылетела оттуда 17 марта. Сложный путь протяжённостью свыше 5000 км преодолели *М. В. Водопьянов* на П-5 (гражданский вариант самолёта Р-5) и *И. В. Доронин* на ПС-3 и 12 апреля подключились к спасательным работам. Водопьянов 12—13 апреля сделал 3 рейса и вывез 10 человек, а Доронин из-за поломки шасси при взлёте 12 апреля с лагерного аэродрома вынужден был ограничиться загрузкой 2 пассажиров.

13 апреля Водопьянов, Каманин и Молоков выполнили, заключительный вылет в лагерь и доставили на Большую землю последних 6 человек из 104 высадившихся на льдину (2 апреля на снятом с «Челюскина» небольшом самолёте-амфибии *Ш-2* в Ванкарем перелетел лётчик *М. С. Бабушкин* со своим механиком).

16 апреля было учреждено звание Героя Советского Союза, и первыми этого звания 20 апреля были удостоены лётчики Ляпидевский, Леваневский, Молоков, Каманин, Слепнёв, Водопьянов, Доронин. Члены экипажей самолётов были награждены орденами Ленина, а челюскинцы орденами Красной Звезды. Челюскинцы и авиаторы были доставлены из бухты Провидения во Владивосток пароходом «Смоленск», а далее специальным железнодорожным экспрессом в Москву. Их восторженно приветствовали на всех остановках в пути следования, а 19 июня состоялась торжественная встреча в Москве, **Ч. э.** по масштабам спасательных работ заняла особое место в истории покорения Арктики и явилась одной из ярких страниц в истории советской авиации.

*В. П. Шенкин.*

### Самолёт Р-5 в лагере челюскинцев.

На аэродроме в Ванкареме; слева направо самолёты М. В. Водопьянова, В. С. Молокова, Н. П. Каманина и И. В. Доронина; на переднем плане самолет-амфибия М. С. Бабушкина.

### ЧЕЛЮСКИНСКАЯ ЭПОПЕЯ: МАРШРУТ Н. П. КАМАНИНА и В. С. МОЛОКОВА

#### Памятная медаль к 50-летию спасения челюскинцев.

**Ченцов** Николай Гаврилович (1882—1968) — советский учёный в области механики, теории упругости и прочности авиационных конструкций, один из основателей ЦАГИ, ученик *Н. Е. Жуковского*, профессор (1950). После окончания Московского университета (1904) прошёл трёхгодичную стажировку в Императорском техническом училище (ныне МГТУ), специализируясь по механике. В 1918—58 в ЦАГИ. Предложил (1919) графический метод построения эпюры изгибающих моментов для сжатоизогнутых балок («круги Ченцова»). Разработал (1920) оптический метод определения напряжений в упругих телах сложной формы, например во втулках воздушного винта. Занимался динамикой полёта самолёта. Награждён орденами Красной Звезды, «Знак Почёта», медалями.

**Н. Г. Ченцов**

**Чепкин** Виктор Михайлович (р. 1933) — советский конструктор авиационных двигателей, доктор технических наук (1986). После окончания МАИ (1957) работал в ОКБ *П. А. Соловьёва* (с 1972 первый заместитель главного конструктора, с 1982 главный конструктор). Принимал непосредственное участие в создании двигателей этого ОКБ для самолётов *Ту* и *Ил*. В 1983—84 заместитель министра авиационной промышленности, затем генеральный конструктор — генеральный директор НПО «Сатурн» имени А. М. Люльки. При его участии создан двигатель АЛ-31Ф для истребителя Су-27. Ленинская премия (1981). Награждён орденом Трудового Красного Знамени.

**В. М. Чепкин.**

**Черановский** Борис Иванович (1896—1960) — советский авиаконструктор. В 1924—27 учился в Военно-воздушной академии РККА имени профессора Н. Е. Жуковского (ныне ВВИА). С 1922 занимался конструированием и постройкой планеров и самолётов типа «летающее крыло», у которых оперение размещается на крыле. В 1924 создал планёр БИЧ-2, у которого передняя кромка крыла имела в плане вид параболы. Первым применил треугольное крыло на планёре БИЧ-8, который был успешно испытан в 1929. Создал первые самолёты БИЧ-3 (1926, см. рис. в табл. X) и БИЧ-7А (1933) по схеме «летающее крыло» с центральным вертикальным оперением и ряд др. самолётов. Награждён орденом Красной Звезды.

**Б. И. Черановский.**

**Черевичный** Иван Иванович (1909—1971) — советский полярный лётчик. Герой Советского Союза (1949). В 1928—30 обучался в Московской лётной школе Осоавиахима; работал лётчиком-инструктором. С 1934 в полярной авиации. Исследовал ряд воздушных трасс в Сибири (Якутск — Колыма и др.), участвовал в снятии экспедиции И. Д. Папанина с дрейфующей станции «СП-1» (1938), ледовой разведке (Карское море, море Лаптевых), проводке морских судов по Северному морскому пути. В 1941 возглавил воздушную экспедицию, которая на самолёте «СССР Н-169» совершила нескольких посадок на лёд в районе полюса относительной недоступности. Участник многих воздушных высокоширотных экспедиций (1948—55, 1958—60). Командир авиационного отряда первой советской антарктической экспедиции (1955—57). Награждён 3 орденами Ленина, орденом Красного Знамени, 2 орденами Трудового Красного Знамени, орденами Красной Звезды, «Знак Почёта», медалями.

**И. И. Черевичный.**

**Черёмухин** Алексей Михайлович (1895—1958) — советский учёный, конструктор в области самолёто- и вертолётостроения, лётчик, профессор (1934), доктор технических наук (1937), заслуженный деятель науки и техники РСФСР (1947). Окончил Московскую школу авиации и курсы авиации при Императорском техническом училище (1916), МВТУ (1922). За боевые действия в 1-й мировой войне награждён 6 орденами России. В 1917—18 — инструктор Качинской авиационной школы. С 1918 по 1938 работал в ЦАГИ, проектировал и строил аэродинамические трубы, первые советские самолёты (*АК-1*, «*КОМГА*»), вертолёты. 14 августа 1932, испытывая вертолёт *ЦАГИ 1-ЭА*, **Ч.** достиг высоты 605 м, превысив официальный мировой рекорд. С 1923 преподавал в МВТУ, МАИ, Военно-воздушной академии РККА имени профессора Н. Е. Жуковского (ныне ВВИА). С 1936 главный инженер ЦАГИ. Был необоснованно репрессирован и в 1937—41 находился в заключении, работая при этом в *ЦКБ-29* НКВД над самолётом *Ту-2*. В дальнейшем — в ОКБ А. Н. Туполева, с 1953 заместитель генерального конструктора (руководил комплексом расчётно-исследовательских и экспериментальных работ по прочности опытных самолётных конструкций). Ленинская премия (1957), Государственная премия СССР (1949, 1952). Награждён 3 орденами Ленина, 2 орденами Трудового Красного Знамени, орденом Красной Звезды, медалями. В 1982 ЦК ДОСААФ учредил переходящий приз — кубок **Ч.** и медаль его имени за достижения в вертолётном спорте.

**А. М. Черёмухин.**

**Чёрный** Горимир Горимирович (р. 1923) — советский учёный в области механики; академик АН СССР (1981; член-корреспондент 1962). Участник Великой Отечественной войны. После окончания МГУ (1949) работал в ЦИАМ, одновременно с 1958 — в НИИ механики МГУ, с 1960 — директор этого института. Под руководством **Ч.** и при его непосредственном участии исследованы течения в воздухозаборниках ВРД, совместная работа воздухозаборника и компрессора, течения в сопловых системах, гиперзвуковое обтекание тел. Премия имени Н. Е. Жуковского (1957), премия имени М. В. Ломоносова (1962), премия имени С. А. Чаплыгина (1976). Государственная премия СССР (1972, 1978). Награждён орденами Отечественной войны 1-й и 2-й степени. Трудового Красного Знамени, Красной Звезды, Славы 3-й степени, Дружбы народов, «Знак Почёта», медалями.

Соч.: Течения газа с большой сверхзвуковой скоростью, М., 1959; Газовая динамика, М., 1988.

Г. Г. Чёрный.

«**Чёрный ящик**» — защищённый бортовой накопитель.

**Четаев** Николай Гурьевич (1902—1959) — советский учёный в области механики, член-корреспондент АН СССР (1943). Окончил Казанский университет (1924). В 1929 был послан на стажировку в Гёттинген (ныне в ФРГ). В 1930—40 профессор Казанского университета, где создал школу специалистов по теории устойчивости движения. В 1932—37 — заведующий кафедрой аэродинамики Казанского авиационного института. С 1940 работал в Институте механики АН СССР. Профессор МГУ (с 1940). Установил общую теорему о неустойчивости движения (1934), предложил методы решения задач об устойчивости вращательного движения снаряда. Ряд работ посвящён проблемам аналитической динамики. Распространил принцип Гаусса на случай неголономной связи. Ленинская премия (1960). Награждён орденами Ленина, Трудового Красного Знамени, медалями.

Соч.: Устойчивость движения, 3 изд., М., 1965.

Н. Г. Четаев.

**Четвериков** Игорь Вячеславович (1909—1987) — советский авиаконструктор, кандидат технических наук (1951). После окончания воздушного факультета Ленинградского института путей сообщения (1928) работал в ОКБ *Д. П. Григоровича*, начальник морского отдела ЦКБ (1931), где была спроектирована и построена летающая лодка МДР-3. В 1934—35 спроектировал и построил лёгкую летающую лодку в двух вариантах: палубный самолёт (ОСГА-101) и складывающийся самолёт для подводной лодки (СПЛ). На СПЛ в 1937 установлено несколько мировых рекордов. В 1936 построил арктический разведчик АРК-3, на котором в 1937 был установлен рекорд высоты полёта с грузом. Под руководством **Ч.** в 1937—46 выпущено несколько модификаций летающей лодки МДР-6: *Че-2*, Б-1 — Б-5. В 1947 построил транспортную амфибию ТА. С 1948 на преподавательской работе. Награждён орденом Отечественной войны 1-й степени, медалями.

И. В. Четвериков.

**Чижевский** Владимир Антонович (1899—1972) — советский авиаконструктор. Окончил Военно-воздушную академию РККА имени профессора Н. Е. Жуковского (1926; ныне ВВИА). В 1919—36 служил в Красной Армии. С 1928 — в ЦАГИ. В 1931—38 начальник бюро особых конструкций (БОК), начальник бригады в *ЦКБ*, главный конструктор Смоленского авиационного завода. Им разработаны гондолы первых советских стратостатов, самолёт — летающее крыло БОК-5 (рис. в табл. XIII), первые советские высотные самолёты БОК-1, БОК-7, БОК-15 с гермокабинами. Был необоснованно репрессирован и в 1939—41 находился в заключении, работая при этом в *ЦКБ-29* НКВД над новой авиационной техникой. Последующая деятельность **Ч.** протекала в ОКБ *А. Н. Туполева*, где он участвовал в создании многих самолётов марки *Ту*. Государственная премия

СССР (1949). Награждён 3 орденами Ленина, орденом Отечественной войны 1-й степени, 3 орденами Красной Звезды, медалями.

**В. А. Чижевский.**

**Чикагская конвенция 1944** о международной гражданской авиации — основной источник международного воздушного права. Заключена на конференции по воздушному праву в Чикаго в декабре 1944. На 1 января 1990 её участниками являлись 162 государства (СССР с 1970). Русский текст конвенции, аутентичный английскому, французскому и испанскому, был принят в 1977.

Конвенция состоит из преамбулы и четырёх частей: I. Аэронавигация (6 глав, статьи 1—42), II. Международная организация гражданской авиации — ИКАО (7 глав, статьи 43—66), III. Международный воздушный транспорт (3 главы, статьи 67—79), IV. Заключительные положения (6 глав, статьи 80—96). За время действия конвенции к ней было принято 11 поправок. В преамбуле подчёркивается, что развитие международной гражданской авиации может в значительной степени способствовать установлению и поддержанию дружбы и взаимопонимания между нациями и народами мира, тогда как злоупотребление ею может создать угрозы всеобщей безопасности.

В части I конвенции содержатся её общие принципы и прежде всего признаётся полный и исключительный суверенитет каждого государства над своим воздушным пространством; дано определение понятия государственной территории (применительно к этой конвенции); указано, что конвенция применяется только к гражданским воздушным судам. В положениях конвенции о полётах над территорией договаривающихся государств устанавливаются принципы производства регулярных, нерегулярных и каботажных полётов; содержатся требования к полётам беспилотных воздушных судов, к установлению запретных зон, к посадке в таможенном аэропорту, к соблюдению правил государства о воздушных передвижениях, приводятся основные требования к порядку допуска на государственную территорию и выпуска из неё пассажиров, экипажей и грузов воздушных судов, к предотвращению распространения болезней посредством воздушных судов, нормы аэропортовых и подобных им сборов, а также досмотра воздушных судов. **Ч. к. 1944** содержит положения об определении национальной принадлежности воздушного судна, общие положения о применении каждой страной своего национального законодательства при регистрации воздушного судна, об уведомлениях о регистрации. Предусматриваются меры содействия аэронавигации: закрепляются положения, касающиеся административных формальностей, таможенных и иммиграционных процедур, таможенных пошлин, помощи воздушным судам, терпящим бедствие, расследования авиационных происшествий, о недопустимости ареста или задержания воздушного судна одного договаривающегося государства на территории другого договаривающегося государства по патентным искам, об обязанности государства, насколько это возможно, предоставлять на своей территории аэропорты и аэронавигационные средства, сотрудничать по вопросам издания аэронавигационных карт и схем и др. **Ч. к. 1944** определяет также, какая документация на воздушных судах является обязательной, излагает требования к бортовым журналам, ограничения в перевозке военных материалов и т. п.

Нормы **Ч. к. 1944** о международных стандартах и рекомендуемой практике обязывают государства сотрудничать в достижении максимального единообразия правил, стандартов, процедур и организации, касающихся деятельности международной гражданской авиации, и в то же время допускают возможность для государств устанавливать иные стандарты, чем выработанные ИКАО.

Положения части II конвенции, относящиеся к созданию и деятельности ИКАО, являются по существу её уставом (см. *Международная организация гражданской авиации*).

Положения части III конвенции касаются текущей деятельности международной гражданской авиации. Её нормы обязывают авиатранспортные предприятия представлять в Совет ИКАО отчёты о перевозках, статистические данные о расходах и др. финансовые данные, закрепляют за государствами право самостоятельно, с учётом положений конвенции, определять маршруты и

аэропорты, используемые при международных воздушных сообщениях, устанавливают права Совета ИКАО и государств — её членов по усовершенствованию и финансированию аэронавигационных средств на территории государств и т. п. В этой же части конвенции содержатся положения об организации совместной эксплуатации и о пульных сообщениях; в частности, за государствами закреплено право на создание таких объединений (в том числе и по рекомендации Совета) и предусмотрено, что на объединения распространяются все положения конвенции. Государство может участвовать в таких объединениях либо через свое правительство, либо через одно или несколько авиатранспортных предприятий, которые находятся либо в государственной (полностью или частично), либо в частной собственности.

Заключительные положения конвенции (часть IV) **предусматривают обязательства государств** — участников конвенции по вступлении её в силу денонсировать Парижскую конвенцию 1919 и Гаванскую конвенцию 1928 о коммерческой авиации, регистрировать в Совете все соглашения по вопросам аэронавтики, отменять все соглашения, несовместимые с положениями **Ч. к. 1944**, и не вступать в подобные соглашения. Отдельные нормы регулируют порядок рассмотрения Советом ИКАО разногласий, касающихся толкования или применения **Ч. к. 1944** и предусматривают санкции за невыполнение решений Совета. Конвенция предусматривает свободу действий государств — членов в случае войны или введения чрезвычайного положения.

Конвенция содержит 18 технических приложений. Международные авиационные регламенты, содержащиеся в приложениях (см. *Регламенты международные авиационные*), являются, как правило, рекомендациями международных организаций, не обязательными для исполнения государствами — членами ИКАО. В то же время отдельные регламенты (например, правила полётов над открытым морем) носят императивный характер.

*Лит.:* Международное воздушное право, кн. 1, М., 1980.

*Ю. Н. Малеев.*

**Чкалов** Валерий Павлович (1904—1938) — советский лётчик, комбриг, Герой Советского Союза (1936). С 1919 в Красной Армии. Учился в Егорьевской военно-теоретической школе лётчиков (1921—22), прошёл полный курс в Борисоглебской школе военных лётчиков (1922—23), учился в Московской военной авиационной школе высшего пилотажа и одновременно окончил Серпуховскую высшую авиационную школу стрельбы, бомбометания и воздушного боя (1923—24). Лётчик-испытатель НИИ ВВС (1930—33), завода опытных и экспериментальных конструкций (1933—35); испытал свыше 70 типов самолётов, разработал и внедрил новые фигуры высшего пилотажа: восходящий штопор и замедленную «бочку». Совместно с *Г. Ф. Байдуковым* и *А. В. Беляковым* совершил *перелёты*: Москва — остров Удд (ныне остров Чкалов), 1936; Москва — Северный полюс — Ванкувер (США), 1937. Депутат ВС СССР с 1937. Награждён 2 орденами Ленина, орденом Красного Знамени, медалью. Погиб при испытании истребителя. Урна с прахом в Кремлёвской стене. Его именем названы города в Нижегородской области России и Худжанской области Таджикистана, высшее авиационное училище лётчиков в Оренбурге, Центральный аэроклуб, авиационные заводы в Ташкенте и Новосибирске.

*Соч.:* Моя жизнь принадлежит Родине. Ст. и речи, М., 1954.

*Лит.:* **Водопьянов М. В.**, Лётчик В. Чкалов, М., 1959; **Беляков А. В.**, В. Чкалов, М., 3 изд., 1987; **Байдуков Г. Ф.**, Чкалов, 5 изд., М., 1991.

**В. П. Чкалов.**

**«ЧСА»** ({{Č}}SA ({{Č}}eskoslovenske Aerolinie) — авиакомпания Чехословакии. Осуществляла перевозки внутри страны, а также в страны Европы, Северной Америки, Ближнего Востока и Азии. Основана в 1923, одна из старейших в мире. В 1989 перевезла 1,5 млн. пассажиров, *пассажирооборот* 2,58 млрд. п.-км. Авиационный парк — 33 самолёта.

**Чувствительность управления** летательного аппарата — свойство ЛА и системы управления реагировать на отклонения *рычагов управления* и (или) приложенные к ним усилия. В качестве показателей, характеризующих **Ч. у.**, рассматриваются отношения приращений усилий  $P$ , прилагаемых к рычагам управления, или перемещений  $X$  рычагов управления к приращениям нормальной *перегрузки*  $n_y$ , угловой скорости *крена*  $\{\{\omega\}\}_x$  и др. аналогичных параметров стационарного движения ЛА (в пределе — производные):

$$\left\{ \left\{ \frac{dP}{dn_y} \right\} \right\}, \left\{ \left\{ \frac{dX}{dn_y} \right\} \right\}, \left\{ \left\{ \frac{dP}{d\omega_x} \right\} \right\}, \left\{ \left\{ \frac{dX}{d\omega_x} \right\} \right\}$$

(собственно **Ч. у.** обратно пропорциональна такого рода показателям). Эти показатели являются основными нормируемыми величинами, определяющими приемлемую *управляемость* ЛА. Экспериментально при моделировании на пилотажных стендах и по результатам лётных исследований устанавливаются оптимальные и допустимые значения этих показателей. Невыполнение требований по **Ч. у.** (в особенности слишком малые значения показателей) может привести к невозможности нормального управления ЛА вплоть до «раскачки» его лётчиком и возникновения аварийной ситуации, что является следствием неустойчивости замкнутой системы «ЛА — лётчик», выражающейся в появлении нарастающих колебаний ЛА при управлении лётчиком, хотя по отдельности и ЛА и лётчик как звено управления — устойчивы. Приемлемые значения показателей, характеризующих **Ч. у.**, обеспечиваются выбором рациональной *эффективности органов управления* и кинематических параметров проводки управления (соотношением между отклонением рычага управления и усилия на нём и отклонением органов управления).

Г. И. Загайнов.

**Чухновский** Борис Григорьевич (1898—1975) — советский полярный лётчик, полковник. Участник Гражданской и Великой Отечественной войн. Окончил школу морских лётчиков в Ораниенбауме (1917). В 1924 совершил свой первый полёт в Арктику на Новую Землю для проведения гидрографических работ и проводки судов Карской экспедиции. Участвовал в поисках экспедиции *У. Нобиле* (1928), ледовой разведке Северного морского пути (1929—32), поисках пропавшего самолёта *С. А. Леваневского* (1937—38). Совместно с *Р. Л. Бартини* создал самолёт ДАР (дальний арктический разведчик, 1933—36). Награждён орденом Ленина, 3 орденами Красного Знамени, медалями.

**Ш-2** — первый советский серийный самолёт-амфибия конструкции *В. Б. Шаврова*. Летающая лодка — полутораплан (рис. в табл. XI) с поднимаемым шасси, поплавками боковой остойчивости на нижнем крыле и складывающимися (при хранении самолёта) консолями верхнего крыла, трёхместной кабиной и одним ПД М-11 мощностью 80,9 кВт. Конструкция в основном деревянная. Длина самолёта 8,2 м, размах верхнего крыла 13 м, площадь крыльев 24,6 м<sup>2</sup>. Масса пустого самолёта 660 кг, взлётная масса 937 кг. Максимальная скорость 139 км/ч, потолок 3850 м, дальность полёта 450—1300 км. Был в эксплуатации (в том числе в санитарном варианте) в 1932—64 и использовался для различных перевозок в районах Севера, Сибири и Дальнего Востока, ледовой разведки (при базировании на судах) и т. д.

Б. Г. Чухновский.

**Шавров** Вадим Борисович (1898—1976) — советский авиаконструктор, историк авиации, кандидат технических наук (1945). Окончил воздушный факультет Ленинградского института инженеров путей сообщения (1924). Работал в различных ОКБ. С 1935 главный конструктор авиационного завода. Под руководством **Ш.** созданы летающие лодки-полуторапланы Ш-1 и Ш-2 с поплавками боковой остойчивости, высокоплан Ш-5 со съёмной лодкой, высокоплан Ш-7 с подкрыльными поплавками и убираемым в борта лодки шасси.

Соч.: История конструкций самолетов СССР до 1938 г., 3 изд., М., 1985; История конструкций самолетов в СССР, 1938—1950 гг., 2 изд., М., 1988.

В. Б. Шавров.

**Шаг винта** — расстояние, которое прошёл бы воздушный винт в осевом направлении за один оборот, если бы он двигался в недеформируемой среде (как бы ввинчиваясь в среду). Определяется из соотношения:  $H = 0,75\{\{\pi\}\}Dtg\{\{\bar{\varphi}\}\}$ , где  $H$  — Ш. в.,  $D$  — диаметр винта,  $\{\{\bar{\varphi}\}\}$  — угол установки лопасти винта (угол между хордой профиля лопасти и плоскостью, перпендикулярной оси вращения винта) на расстоянии  $0,375D$  от оси вращения.

**Шаг установки кресел** — см. в ст. *Кресло пассажирское*.

**Шайбы концевые** — пластины круглой или эллиптической формы, устанавливаемые вертикально в концевых сечениях крыла. Предназначены для ослабления выравнивания давления в концевых частях крыла, обусловленного перетеканием воздуха с нижней поверхности крыла на верхнюю (выравнивание давления приводит к уменьшению подъёмной силы). Аэродинамический эффект установки Ш. к. сводится к увеличению перепадов давления и, следовательно, подъёмной силы в концевых сечениях крыла и уменьшению *индуктивного сопротивления* (так называемый шайбовый эффект). В этом смысле установка шайб эквивалентна увеличению *удлинения* крыла, или, иначе, эффективного *размаха крыла*. Для приближённых качественных оценок можно считать, что эффективный размах крыла с Ш. к.  $l_{\text{эф}} = l + 4h/5$ , где  $l$  — размах крыла без шайб,  $h$  — высота шайбы. Классические Ш. к. не нашли широкого практического применения из-за большого собственного сопротивления и увеличения массы конструкции. Частично шайбовый эффект реализуется при установке на крыльях так называемых концевых крылышек (см. рис.). Однако основной эффект их применения заключается в появлении небольших тяговых составляющих (составляющих аэродинамической силы, действующих в направлении полёта) на концевых крылышках, находящихся в поле поперечных боковых *скосов потока*, индуцируемых концевыми вихрями крыла.

Недостатком концевых крылышек является то, что их установка приводит к увеличению изгибающего момента в бортовом сечении крыла и массы конструкции. Наклон крылышек в сторону фюзеляжа позволяет уменьшить приращения изгибающего момента. Концевые крылышки могут устанавливаться как выше, так и ниже плоскости хорд крыла. Относительная площадь крылышек обычно не превышает нескольких процентов от площади крыла. Формы концевых крылышек в плане отличаются большим разнообразием.

Л. Е. Васильев.

### Концевое крылышко

**Шанхайский авиационный завод** — авиационное предприятие Китайской Народной Республики. В 1980 на предприятии разработан первый китайский реактивный авиалайнер Y-10, в 1986—90 производилась сборка самолётов Макдоннелл-Дуглас MD-82.

**Шанют** (Chanute) Октав (1832—1910) — американский учёный, один из пионеров авиации. Родился во Франции. Работал инженером, строителем железных дорог. Был председателем Американского общества гражданских инженеров. В 1881 начал заниматься теоретическими и практическими вопросами авиации, опубликовал книгу «Прогресс в области летательных аппаратов» (1894). В 1895—97 организовал в США постройку и испытания планеров-бипланов и полипланов типа планёра *О. Лиуенталья*, но с большей устойчивостью (см. рис. в табл. II). Способствовал распространению авиационных знаний в США, выступал с лекциями во многих странах, помогал советами братьям *У. и О. Райт*. В 1903 прекратил деятельность в области авиации. Портрет см. на стр. 655.

О. Шанют.

**Шапошников** Евгений Иванович (р. 1942) — советский военачальник, маршал авиации (1991), заслуженный военный лётчик Российской Федерации (1992). Окончил Харьковское высшее военное авиационное училище лётчиков (1963), Военно-воздушную академию имени Ю. А. Гагарина (1969), Военную академию Генштаба Вооружённых Сил СССР (1984). В 1963—75 прошёл путь от лётчика до командира истребительной авиадивизии. Был заместителем командующего ВВС Прикарпатского военного округа (с 1979), заместителем командующего и командующим ВВС Одесского военного округа (с 1984), командующим ВВС Группы советских войск в Германии (с 1987). С 1988 командующим воздушной армией, затем первый заместитель главнокомандующего ВВС, с 1990 главнокомандующий ВВС — заместитель министра обороны СССР, с 1991 — министр обороны, затем главнокомандующий ОВС СНГ. Награждён орденами Красной Звезды, «За службу Родине в Вооружённых Силах СССР» 2-й и 3-й степени, медалями, а также иностранными орденами.

Е. И. Шапошников.

**Шарль** (Charles) Жак Александр Сезар (1746—1823) — французский учёный и воздухоплаватель; создатель свободного аэростата, наполняемого водородом, который по имени изобретателя стали называть «шарльером». Профессор физики Парижского университета. По поручению Французской АН, извещённой о полёте первого аэростата братьев Ж. и Э. Монгольфье (когда не была известна ни конструкция их аэростата, ни подъёмный газ, который они использовали), Ш. разработал аэростат своей конструкции, выбрав в качестве подъёмного газа водород. Оболочка аэростата, имевшая форму шара, была изготовлена из шёлковой материи, покрытой раствором каучука в скипидаре. Аэростат объёмом 25 м<sup>3</sup> был выпущен в воздух 27 августа 1783 при стечении 300 тыс. зрителей. После полёта «монгольфьера» с людьми (21 ноября 1783) началась подготовка к полёту «шарльера» с людьми. Ш. совместно с братьями А. Ж. и М. Н. Робер разработал аэростат, конструкция которого, аппаратура управления и техника пилотирования соответствовали применяющимся на современных свободных аэростатах спортивного и исследовательского типов. Аэростат имел сферическую оболочку объёмом 400 м<sup>3</sup>. Первый полёт «шарльера» с экипажем (Ш. и М. Н. Робер) состоялся 1 декабря 1783 в Париже. Аэростат пролетел 40 км за 2 ч. См. рис. к ст. *Аэростат*.

Ж. А. С. Шарль.

«Шарльер» — термин, часто употребляемый (в основном в публикациях, связанных с историей воздухоплавания) применительно к *аэростату*, в котором в качестве *подъёмного газа* используется водород. Аэростат этого типа изобретён и впервые применён Ж. А. С. Шарлем (отсюда название).

**Шарнирный момент** — момент  $M_{ш}$ , аэродинамических сил, действующих на орган управления относительно его оси вращения. В аэродинамических исследованиях обычно пользуются **коэффициентом шарнирного момента** (см. *Аэродинамические коэффициенты*)  $m_{ш}$ , равным  $m_{ш} = M_{ш}/(qSb_A)$ , где  $q$  — *скоростной напор*,  $S$  — площадь поверхности органа управления,  $b_A$  — его САХ. Ш. м. возникает при отклонении органа управления (ОУ) (характеризуется значением производной  $m_{ш}^{\{\delta\}}$  коэффициента Ш. м. по углу  $\{\delta\}$  отклонения ОУ) и при изменении угла атаки  $\{\alpha\}$  (характеризуется производной  $m_{ш}^{\{\alpha\}}$  коэффициента Ш. м. по  $\{\alpha\}$ ). Зависимости  $m_{ш}^{\{\delta\}}$  и  $m_{ш}^{\{\alpha\}}$  от углов  $\{\delta\}$  и  $\{\alpha\}$  в общем случае нелинейны, поэтому важной характеристикой является максимальное значение Ш. м. в рассматриваемом диапазоне углов отклонения ОУ и углов атаки. Ш. м. зависит от геометрических характеристик ОУ, режимов полёта и др. При переходе через скорость звука Ш. м. существенно возрастает. Значение Ш. м. определяет усилие, необходимое для отклонения ОУ; снижение этого усилия достигается *компенсацией Ш. м.*

**Шасси** (франц. ch $\{\hat{a}\}$ ssis, от лат. capsa — ящик, вместилище) — совокупность опор ЛА, необходимых для стоянки и передвижения на земле, для разбега при взлёте, а также пробега и торможения при посадке. Относительная масса Ш. — 3—5,5% взлётной массы ЛА и убывает, по

мере роста последней. Наиболее распространены колёсные Ш. Однако для расширения условий базирования авиации могут применяться Ш. с меньшей удельной нагрузкой на поверхность ВПП (см. *Давление на грунт*) и увеличенной проходимостью ЛА по аэродрому. К ним относятся, например, лыжное Ш., широко использовавшееся при эксплуатации самолётов с ледовых и заснеженных аэродромов. Экспериментальную проверку проходило гусеничное Ш., а также *шасси на воздушной подушке*. На *гидросамолёте* функции Ш. выполняют поплавки или корпус-лодка. Устойчивость самолёта при разбеге, пробеге и на стоянке обеспечивается надлежащим выбором *базы шасси и колеи шасси*.

**Ш. самолёта** состоит из основных опор, передней или хвостовой опоры, вспомогательных опор и створок, закрывающих ниши убирания шасси. Основная и передняя (или хвостовая) опоры воспринимают статическую и динамическую нагрузки при перемещении, взлёте и посадке ЛА. Вспомогательные опоры обеспечивают его устойчивость на земле.

Основные элементы опоры: амортизатор (см. *Амортизация шасси*); *стойка шасси* (основной силовой элемент) с системой жёстких подкосов, воспринимающих реакцию земли и крепящих опоры к крылу или фюзеляжу; складывающийся подкос, уменьшающийся по длине при убирании стойки Ш.; механизмы (цилиндры) для убирания и выпуска стоек Ш. (см. *Подъёмник шасси*); замки выпущенного и убранного положений опоры, обеспечивающие её фиксацию; *тележка шасси с колёсами шасси*; рулёжное устройство, предназначенное для поворота носовой опоры; тормозные устройства (см. *Тормоза самолёта*) для уменьшения длины пробега. На опорах Ш. часто устанавливают демпферы (обычно гидравлические) для предотвращения *шимми*.

В зависимости от числа опор и расположения основных опор относительно центра масс самолёта различают трёхопорное, велосипедное и многоопорное Ш. **Трёхопорное Ш.** (рис. 1) включает две основные опоры и переднюю (носовую) или хвостовую опору. Трёхопорное Ш. с носовой опорой может иметь вспомогательную хвостовую опору, находящуюся в убранном положении при взлёте, в полёте и при посадке и использующуюся для создания устойчивости незагруженного самолёта при стоянке и рулении. **Велосипедное Ш.** включает основные опоры (переднюю и заднюю), расположенные вдоль фюзеляжа, и две подкрыльные вспомогательные опоры. **Многоопорное Ш.** имеет более трёх опор. Носовая опора трёхопорного Ш. обычно воспринимает от 5 до 15% взлётной массы. При велосипедной схеме на переднюю опору у лёгких самолётов приходится 15—20% нагрузки, у средних и тяжёлых 35—45%.

Классификация конструкций опор и стоек Ш. может быть выполнена по следующим признакам: по характеру восприятия нагрузок — форменная, балочная консольная, балочная подкосная, ферменно-балочная; по расположению амортизатора относительно стойки — телескопические стойки со встроенным амортизатором и жёсткие стойки с вынесенным амортизатором; по типу крепления колёс к стойкам различают Ш. с непосредственным креплением оси колеса к штоку амортизатора и с рычажной подвеской колес (рис. 2 и 3). Схемы крепления колёс Ш. к стойкам подразделяются на вильчатые, полувильчатые, с консольной осью, со спаренными колёсами (рис. 4) и схемы тележечного типа.

Ш. может быть убиранием и неубиранием (у лёгких, спортивных, сельскохозяйственных самолётов). При креплении на крыле опоры убирают в крыло, гондолы двигателей, обтекатели, фюзеляж. Опоры с креплением на фюзеляже убирают в фюзеляж. Перемещение опор при убирании может происходить вперёд, назад или в бок.

**Историческая справка.** Конструкция Ш. развивалась с ростом взлётной массы и размеров самолёта. Изменялись схемы, увеличивалось число опор и число колёс на каждой из них, появлялись и усложнялись рычажные и тележечные крепления колёс, возрастало давление в пневматиках. До 40-х гг. применялось Ш. с хвостовой опорой. В период 2-й мировой войны и в послевоенные годы получило широкое распространение трёхопорное Ш. с носовой опорой, которое было известно и ранее (например, «Святогор» В. А. Слесарева, 1916). Велосипедная схема

получила распространение в 40—50-х гг. на некоторых скоростных военных самолётах, например Як-25, М-4, Ил-54 (СССР), Боинг В-47 и В-52 (США).

В 60—70-е гг. пассажирские и транспортные самолёты стали оборудовать многоопорными и многоколёсными **Ш**.

**Ш. вертолёт** выполняет те же функции, что и **Ш. самолёта**. Схемы и конструкции опор, амортизаторов и узлов **Ш.** в основном аналогичны самолётным. Однако существует и некоторое отличие. Для предохранения хвостовой балки и рулевого винта от повреждений при посадке на вертолётах устанавливается хвостовая опора. В конструкции амортизаторов основных опор предусматриваются устройства, устраняющие явление «земного резонанса». На лёгких вертолётах, которые совершают взлёты и посадки только «по вертолётному» (то есть без разбега), могут устанавливаться ползковые **Ш.** (как с амортизаторами, так и без них). При отсутствии амортизаторов кинетическая энергия во время посадки поглощается благодаря упругим деформациям элементов **Ш.** С учётом того что вертолёты эксплуатируются на неподготовленных посадочных площадках с низкой прочностью грунта, **Ш.** должно обеспечивать низкое давление на грунт. Для посадки на воду на вертолётах устанавливаются так называемые баллонеты, которые надуваются бортовыми эжекторными устройствами.

Лит.: Шульженко М. Н., Конструкция самолетов, 3 изд., М., 1971; Проектирование самолетов, М., 1972.

В. М. Шейнин.

**Рис. 1.** Схемы шасси: *a* — с хвостовой опорой; *b* — с носовой опорой; *в* — с носовой и вспомогательной хвостовой опорами; *г* — велосипедная схема; *e* — вынос главных опор шасси относительно центра масс; В — база шасси; ц. м. — центр масс.

**Рис. 2.** Телескопические стойки; *a* — консольного типа; *b* — тележечного типа; *в* — подкосного типа; 1 — колесо; 2 — шлиц-шарнир; 3 — амортизационная стойка; 4 — подкос.

**Рис. 3.** Шасси с рычажной подвеской колёс; *a*, *b* и *в* — без выноса амортизационного цилиндра из стойки (*a* и *b* — шток амортизатора разгружен от поперечных нагрузок, *в* — шток и цилиндр амортизатора воспринимают осевые и поперечные нагрузки); *г* — с выносом амортизатора и разгрузкой цилиндра и штока от поперечных нагрузок; 1 — колесо; 2 — одношарнирный рычаг подвески колёс; 3 — амортизационная стойка; 4 — двухшарнирный рычаг подвески колёс, 5 — вспомогательный амортизатор; 6 — стойка шасси без амортизатора; 7 — главный (вынесенный) амортизатор.

**Рис. 4.** Схемы крепления колёс; *a* — вильчатая; *b* — полувильчатая; *в* — с консольной осью; *г* — со спаренными колёсами.

**Шасси на воздушной подушке (ШВП)**— совокупность устройств, служащих для создания **воздушной подушки** (область повышенного статического давления под некоторой частью фюзеляжа и крыла самолёта) как основного опорного элемента, обеспечивающего взлёт, посадку и передвижение самолёта по ВПП. **ШВП**, как правило, формируется по струйно-щелевой схеме (рис. 1) с баллонным гибким ограждением (рис. 2); воздух нагнетается специальным вентилятором. **ШВП** может применяться как в сочетании с колёсным шасси, так и самостоятельно (вместо колёсного). Использование **ШВП** позволяет уменьшить давление на ВПП (важно для тяжёлых самолётов), а посадку самолётов, оборудованных только **ШВП**, производить на любую ровную неподготовленную поверхность, в том числе на поле, воду, снег, болото, размокший грунт и т. д. (например, экспериментальный самолёт Де Хэвилленд оф Канада — Белл ХС-8А «Баффало» с **ШВП** преодолевал каналы шириной до 3 м, валуны и пни высотой до 0,4 м). **ШВП** находится в стадии экспериментальных разработок.

**Рис. 1.** Основные схемы формирования воздушной подушки статическим способом: *а* — камерная; *б* — сопловая; *в* — щелевая; *г* — струйно-щелевая; *h* — зазор истечения.

**Рис. 2.** Гибкие ограждения воздушной подушки; *а* — гибкое сопло; *б* — баллонное; *в* — сегментное; *г* — баллонно-сегментное.

**Шахурин** Алексей Иванович (1904—1975) — советский государственный деятель, генерал-полковник инженерно-авиационной службы (1944), Герой Социалистического Труда (1941). После окончания Московского инженерно-экономического института (1932) работал в авиационной промышленности, в ВВИА. В 1938—40 на партийной работе. В 1940—46 нарком авиационной промышленности СССР. В годы Великой Отечественной войны провёл большую работу по организации эвакуации предприятий авиационной промышленности в восточные районы страны, по освоению серийными заводами новых видов боевой авиационной техники, качественному улучшению выпускаемых самолётов и постоянному увеличению их выпуска для нужд фронта. В послевоенные годы (1953—59) заместитель министра авиационной промышленности СССР, заместитель председателя Государственного комитета СМ СССР по внешнеэкономическим связям. С 1959 на пенсии. Награждён 2 орденами Ленина, орденами Красного Знамени, Суворова 1-й степени, Кутузова 1-й степени, Трудового Красного Знамени, Красной Звезды, медалями.

Соч.: Авиационная промышленность накануне и в годы Великой Отечественной войны, в кн.: Советский тыл в Великой Отечественной войне, кн. 2, М., 1974; Крылья победы, 3 изд., М., 1990.

**А. И. Шахурин.**

**Швак** (Шпитальный, Владимиров, авиационная крупнокалиберная) — первая советская авиационная пушка, созданная в 1936 *Б. Г. Шпитальным* и *С. В. Владимировым*. Калибр 20 мм, скорострельность 800 выстрелов в 1 мин, масса снаряда 96 г, начальная скорость 800 м/с, масса пушки 42 кг. Впервые применена в боях у р. Халхин-Гол в 1939 на истребителях *И-16*. Устанавливалась на многих боевых самолётах периода Великой Отечественной войны.

**Швецов** Аркадий Дмитриевич (1892—1953) — советский конструктор авиационных двигателей, доктор технических наук (1940), генерал-лейтенант инженерно-авиационной службы (1948), Герой Социалистического Труда (1942). Ученик *Н. Е. Жуковского*. После окончания МВТУ (1921) работал на заводах «*Мотор*» и имени *М. В. Фрунзе* (с 1926 главный конструктор). Разработал первый советский серийный авиационный двигатель воздушного охлаждения *М-11*, который нашёл широкое применение в легкомоторной авиации. С 1934 главный конструктор авиамоторного завода и ОКБ в Перми. Здесь под его руководством создан ряд мощных звездообразных ПД воздушного охлаждения, обладавших высокими эксплуатационно-техническими характеристиками, в том числе *М-82* — один из основных двигателей периода Великой Отечественной войны. Двигатели **Ш.** устанавливались на самолётах *Н. Н. Поликарпова*, *А. Н. Туполева*, *П. О. Сухого*, *А. С. Яковлева*, *С. А. Лавочкина*, *С. В. Ильюшина*, *О. К. Антонова*, вертолётах *М. Л. Миля*. Депутат Верховного Совета СССР с 1946. Государственная премия СССР (1942, 1943, 1946, 1948). Награждён 5 орденами Ленина, орденами Суворова 2-й степени, Кутузова 1-й степени, Трудового Красного Знамени, медалями. В Перми и посёлке Суксун Пермской области установлены бронзовые бюсты **Ш.** См. ст. *АШ*.

Лит.: *Грин Б. Д.*, Высокое небо, 2 изд., Пермь, 1973.

**А. Д. Швецов**

**Шевелёв** Марк Иванович (1904—1991) — советский полярный исследователь, один из организаторов полярной авиации, генерал-лейтенант авиации (1943), Герой Советского Союза (1937). В Советской Армии в 1920—21, 1928 и с 1939. В 1924 окончил факультет воздушных сообщений Ленинградского института инженерных путей сообщения. В 1929—32 заместитель начальника научно-исследовательского управления, начальник авиаслужбы Всесоюзного объединения Комсеверпуть. В 1933—41 и 1955—60 заместитель начальника Главсевморпути,

начальник управления полярной авиации. Руководитель 6 арктических экспедиций, в том числе спасательной экспедиции на ледоколе «Красин» зимой 1933 на Новую Землю, заместитель начальника первой воздушной экспедиции на Северный полюс (1937). В 1941—46 заместитель командира авиадивизии, начальник штаба авиации дальнего действия, начальник воздушной трассы Красноярск — Аляска. В 1947—52 заместитель начальника Главного управления ГВФ, в 1953—54 помощник командующего, начальник штаба воздушной армии. В 1960—71 начальник Полярного управления гражданской авиации, руководитель 15 высокоширотных экспедиций, в том числе перелёта Москва — Антарктида — Москва. В 1971—88 государственный инспектор Севморпути. Государственная премия СССР (1984). Награждён 2 орденами Ленина, орденами Кутузова 2-й степени, Отечественной войны 1-й степени, 3 орденами Трудового Красного Знамени, орденом Дружбы народов, 3 орденами Красной Звезды, медалями.

**М. И. Шевелёв.**

**Шестаков** Семён Александрович (1898—1943) — советский лётчик, полковник, заслуженный лётчик СССР (1927). Участник Октябрьской революции 1917 и Гражданской войны. Окончил Егорьевскую авиационную школу (1920), высшую лётно-тактическую школу (1936). Участник дальних *перелётов* Москва — Токио — Москва (1927) на самолёте АНТ-3 «Наш ответ» и Москва — Нью-Йорк (1929) на самолёте АНТ-4 «Страна Советов». Командир эскадрильи тяжёлых бомбардировщиков ТБ-3 на Дальнем Востоке (1932). Во время Великой Отечественной войны командовал полком. Погиб в бою. Награждён орденами Красного Знамени, Трудового Красного Знамени.

**С. А. Шестаков.**

**Шимми** (англ. shimmy) — автоколебания колёс шасси ЛА, возникающие вследствие неустойчивости процесса их прямолинейного качения. Явление **Ш.** во многом аналогично явлению *флаттера*. **Ш.** проявляется как интенсивные поперечные колебания колёс шасси при движении ЛА по земле с относительно высокой скоростью (обычно более 100 км/ч). Частота колебаний колёс при **Ш.** зависит от параметров опоры шасси и находится в пределах 5—25 Гц. При **Ш.** колёса совершают угловые колебания относительно оси, перпендикулярной плоскости земли, сочетаемые с колебаниями той же частоты в поперечном направлении. **Ш.** возникает под действием поперечных сил со стороны земли на шину катящегося колеса при его колебаниях. Если вектор скорости центра катящегося колеса не параллелен плоскости его симметрии, пятно контакта шины с поверхностью земли благодаря силам сцепления шины с землёй смещается в поперечном направлении, вызывая деформацию шины и реакцию на шину со стороны земли. Действие во времени  $t$  поперечной силы  $F$  со стороны земли на шину катящегося колеса в случае, когда колесо совершает угловые колебания относительно оси, проходящей через центр колеса перпендикулярно поверхности земли, характеризуется углом  $\{\{\vartheta\}\}$  (рис. 1), и в случае, когда колесо совершает поперечные колебания, — смещением  $S$  (рис. 2). При некоторых сочетаниях амплитуд и фаз угловых и поперечных колебаний колеса работа силы  $F$  за период колебаний становится положительной и, следовательно, к колесу подводится механическая энергия, необходимая для поддержания **Ш.**

Появление **Ш.** связано с переходом на шасси трёхопорной схемы с ориентирующимся носовым колесом. Однако **Ш.** могут быть подвержены как ориентирующиеся (управляемые), так и неориентирующиеся (неуправляемые) колёса. **Ш.** неориентирующихся колёс возникает вследствие упругости конструкций опоры шасси. При **Ш.** на шасси действуют значительные динамические нагрузки, способные иногда вызвать разрушение конструкции или существенно сократить срок её службы, поэтому при проектировании опор шасси самолёта принимаются меры, обеспечивающие устойчивость колёс от **Ш.** на всех возможных при эксплуатации режимах движения самолета по земле. Для предупреждения **Ш.** ориентирующихся колёс опоры шасси оснащаются демпферами (обычно гидравлическими), противодействующими вращению колеса относительно оси ориентировки. На ЛА с неориентирующимися колёсами с этой целью устанавливают опоры,

обладающие достаточно высокой собственной жёсткостью. Иногда на опоре двухколёсного шасси для предупреждения **Ш.** закрепляют на общей оси два колеса так, чтобы исключить их независимое вращение. При проектировании ЛА устойчивость колёс проверяется расчётом шасси. Кроме того, проводятся подтверждающие расчёт испытания натуральных опор шасси на копре с вращающимся барабаном.

*В. С. Гоздек.*

**Рис. 1.** Действие поперечной силы на колесо случае угловых колебаний.

**Рис. 2.** Действие поперечной силы на колесо в случае поперечных колебаний.

«Шин мейва» — см. «Син мейва».

**Широкофюзеляжный самолёт** — магистральный *пассажирский самолёт* большой пассажировместимости с повышенной комфортностью. С термином «**Ш. с.**» обычно связывают также высокий уровень технико-экономического совершенства самолёта. Проектировочные особенности **Ш. с.** не ограничены большим диаметром фюзеляжа (5,5—6,5 м), они включают также компоновку кресел с двумя продольными проходами, закрытую конструкцию полок, вписанных в поперечные обводы салонов. Такое своеобразие породило понятие «широкофюзеляжный интерьер».

Появление **Ш. с.** в конце 60-х — начале 70-х гг. было вызвано быстрыми темпами роста объёма воздушных пассажирских перевозок и перегруженностью воздушного пространства, особенно на линиях с интенсивным движением и в зонах аэропортов. Кроме того, внедрение **Ш. с.** позволило благодаря резкому повышению пассажировместимости (грузоподъёмности) уменьшить расход топлива на единицу транспортной *производительности*.

Если повышение экономичности пассажирских самолётов предшествующих поколений обычно сопровождалось увеличением плотности компоновки пассажирских кресел и некоторым снижением комфорта, то рост экономичности **Ш. с.** возможен и при уменьшении плотности компоновки и повышении комфорта, что привлекает новых пассажиров.

Требования к проектированию **Ш. с.**: повышенная надёжность (в связи с резким увеличением числа пассажиров); большой ресурс (ввиду большой стоимости **Ш. с.**); применение новых систем транспортировки багажа, например «багаж при себе» (см. *Аэробус*) или «багаж при себе плюс контейнеры»; обеспечение возможности базирования на существующих аэродромах (без изменения прочности и длины ВПП).

Термин «**Ш. с.**» появился в 60—70-х гг. как синоним термина «аэробус», применявшегося тогда к самолётам ближней и средней дальности полёта. Позднее **Ш. с.** стали называться и соответствующие самолёты большой дальности полёта, для которых термин «супер-аэробус» не получил широкого применения. Увеличение пассажировместимости продолжительное время осуществлялось в основном путём увеличения длины фюзеляжа. Предельным для узкофюзеляжных самолётов оказался размер, соответствующий 200—220 пассажирским креслам. Дальнейшее увеличение длины приводит к «тоннельному» (или «трубному») эффекту в пассажирских салонах: замедляется размещение пассажиров и покидание ими самолёта, что приводит к увеличению времени его стоянки на земле, а это снижает оборачиваемость и экономичность; усложняется эвакуация пассажиров при аварийной ситуации.

Размеры и конфигурация поперечных сечений фюзеляжа также изменялись, но в меньшей степени, чем его длина. Этот процесс до появления **Ш. с.** носил эволюционный характер: число кресел в ряду возросло с 3—4 до 5—6 (предельное значение для салонов с одним проходом); расширение подпольных помещений для одновременной перевозки на пассажирском самолёте грузов (что повышает эффективность использования самолёта) привело к конфигурациям фюзеляжа, вытянутым по вертикальной оси. Повышение пассажировместимости путём увеличения числа

кресел в ряду, а также развитие системы перевозок грузов в стандартных контейнерах обусловили выбор поперечного размера фюзеляжа **Ш. с.** в пределах 5,5—6,5 м (вместо 3,5—4 м на узкофюзеляжных самолётах).

*В. М. Шейнин.*

**Шиянов** Георгий Михайлович (р. 1910) — советский лётчик-испытатель. Герой Советского Союза (1957), заслуженный лётчик-испытатель СССР (1959). Окончил Московский радиотехникум (1930), Качинскую военную авиационную школу (1932). В 1934—35 служил в Красной Армии. С 1936 на лётно-испытательской работе. Проводил высотные полёты, взлёт с катапульты, испытывал беспилотные ЛА (самолёты-снаряды), системы автоматической посадки, опытные самолёты: первые стратосферные БОК-11 и БОК-15, истребители СК-1 и СК-2 М, *Р. Бисновата*, ИС-1 В. В. Никитина и В. В. Шевченко, Су-9, Су-11, МиГ-9, МиГ-19 и др. (всего 152 типа). Участник Великой Отечественной войны. Награждён 2 орденами Ленина, 2 орденами Красного Знамени, 3 орденами Отечественной войны 1-й степени, медалями.

*Г. М. Шиянов.*

**Шкас** (Шпитальный, Комарицкий, авиационный скорострельный) — первый советский пулемёт, разработанный специально для авиационного применения. Создан в 1932 *Б. Г. Шпитальным* и *И. А. Комарицким*. Калибр 7,62 мм, скорострельность 1800 выстрелов в 1 мин, масса пули 9,6 г, начальная скорость 825 м/с, масса пулемёта 10 кг. Широко применялся на советских боевых самолётах 30-х гг. и периода Великой Отечественной войны.

**Школа лётчиков-испытателей (ШЛИ) имени А. В. Федотова** была создана в 1947 на базе *Лётно-исследовательского института (ЛИИ)* для подготовки лётчиков и штурманов-испытателей, ведущих инженеров по *лётным испытаниям*, а также повышения квалификации специалистов в области авиации и их аттестации. Слушатели **ШЛИ**, как правило, — лётчики и штурманы 1—2-го классов ВВС, имеющие высшее образование и прошедшие конкурсный отбор. Обучение в **ШЛИ** проводится в течение 1,5 лет высококвалифицированными специалистами с большим опытом лётных испытаний. К чтению лекций привлекаются учёные и инженеры научных подразделений ЛИИ. Для обучения используются самолёты 10—12 типов, оборудованные новейшими средствами бортовых измерений. Тренажёрный комплекс включает *тренажёры* с контрольно-записывающей аппаратурой. Слушатели осваивают теорию и практику определения лётно-технических характеристик самолётов, выполнение полётов всех видов. С 1984 **ШЛИ** носит имя *А. В. Федотова*. До 1991 подготовлено около 600 классных специалистов-испытателей. 115 выпускникам **ШЛИ** присвоено звание заслуженного лётчика-испытателя СССР, 15 — звание заслуженного штурмана-испытателя СССР. 50 выпускникам **ШЛИ** присвоено звание Героя Советского Союза. **ШЛИ** окончили лётчики-космонавты СССР *И. П. Волк* и *А. С. Левченко*.

**Шлихтинг** (Schlichting) Герман (1907—1982) — немецкий учёный в области аэродинамики. В 1926—30 изучал математику, физику и прикладную механику в университетах Йены, Вены и Гёттингена. Начальный период научной деятельности протекал в Германии в Институте гидроаэродинамики кайзера Вильгельма, руководимом *Л. Прандтлем*. Сочетал теоретические и экспериментальные методы исследований. Известен работами по механике вязкой жидкости, аэродинамике самолёта, лопаточных машин и автомобилей, а также в области экспериментальной аэродинамики. В 1951 вышла его книга «Теория пограничного слоя», переведённая на многие языки мира.

*Г. Шлихтинг.*

**Шнейдера кубок** — переходящий приз, учреждённый в 1912 сыном известного французского военного промышленника Ж. Шнейдером (Schneider) для победителей международных состязаний гидросамолётов на скорость полёта. Суммарная протяжённость маршрута гонки должна была составлять не менее 150 морских миль. В числе стран — участниц соревнований (не одинаковом в

различные годы) были Франция, Великобритания, Италия, США, Германия, Швеция. Гонка 1931 оказалась последней, после того как англичане выиграли три гонки подряд (см. табл.) и стали постоянными обладателями приза (правилами предусматривалось завершение состязаний в случае трёх побед одной страны в серии из пяти последовательных гонок). **Ш. к.** хранится в Королевском аэроклубе Великобритании.

Состязания на **Ш. к.** способствовали популяризации авиации, а также оказали значительное влияние на развитие скоростных самолётов. Если в первых гонках принимали участие переоборудованные (оснащённые поплавками) самолёты наземного базирования, то позднее стали создаваться специальные гоночные гидросамолёты, которые отличались хорошими аэродинамическими формами, большой удельной нагрузкой на крыло (поскольку для посадки на воду допустимы повышенные посадочные скорости), применением мощных высоконагружаемых (поэтому низкоресурсных) двигателей и потребовали решения ряда сложных проблем (*флаттер* органов управления, охлаждение двигателей и др.). Победителями четырёх последних гонок были самолёты монопланной схемы, которая в последующие годы получила дальнейшее развитие при создании скоростных истребителей. Гоночные гидросамолёты, несмотря на наличие громоздких поплавков, были в числе наиболее быстроходных самолётов своего времени, в 1927—38 им принадлежали абсолютные мировые рекорды скорости полёта.

Табл. — **Победители состязаний на кубок Шнейдера**

Год	Самолёт	Страна	Средняя скорость, км/ч
1913	«Депердюссен»	Франция	73,63
1914	Сопвич «Таблонд»	Великобритания	139,66
1920	Савойя S.12	Италия	172,55
1921	Макки M.7	Италия	189,74
1922	Супермарин «Си лайон II»	Великобритания	234,48
1923	Кёртисс CR-3	США	285,60
1925	Кёртисс R3C-2	США	374,28
1926	Макки M.39	Италия	396,70
1927	Супермарин S.5	Великобритания	453,28
1929	Супермарин S.6	Великобритания	528,87
1931	Супермарин S.6B	Великобритания	547,31

*В. П. Шенкин.*

**«Шорт»** (Short Brothers Ltd.) — авиационная фирма Великобритании, одна из старейших в мире. Основана в 1898 братьями Юстасом (1875—1932) и Освальдом (1883—1970) Шорт [в 1908 в число владельцев вошёл и третий брат Хорас (1872—1917)]. Современное название с 1977. Деятельность начала с производства воздушных шаров. В 1909 построила завод для выпуска самолётов братьев *Райт*. В 1911 фирмой были созданы первые двухмоторные самолёты «Трайпл твин» и «Тандем твин» (см. рис. в табл. IV). В том же году начала строить гидросамолёты для ВМС Великобритании (выпущено более 900). В годы 1-й мировой войны применялись бомбардировщики фирмы «Ш.» (см. рис. в табл. VIII). Среди продукции 20-х — начала 40-х гг. наиболее известны гражданские и военные гидросамолёты и летающие лодки «Калькутта»

(первый полёт в 1928), «Эмпайр флайинг боут» (1936), «Сандерленд» (1937, см. рис. в табл. XIX), «Шетленд» (1944), бомбардировщик «Стёрлинг» (1939, построено 2380). Фирма разработала один из первых в мире экспериментальных СВВП SC.1 (1957), построила военно-транспортный самолёт «Белфаст» (1964). В 80-х гг. велось производство лёгкого транспортного многоцелевого самолёта SC.7 «Скайвэн» (1963), пассажирского самолёта для коротких авиалиний Шорт 330 (1974) и его транспортного многоцелевого варианта «Шерпа» (1982), пассажирского самолёта Шорт 360 (1981), учебно-тренировочного самолёта «Тукано» (1986, создан на основе модели бразильской фирмы «Эмбраэр»). Фирма разрабатывает и производит также зенитные УР, воздушные мишени, беспилотные ЛА. Основные данные некоторых самолётов фирмы приведены в табл.

*В. В. Беляев.*

Табл. — Самолёты фирмы «Шорт»

Основные данные	Транспортный многоцелевой SC.7	Военно-транспортный «Белфаст»	Пассажирский Шорт 360	Учебно-тренировочный «Тукано»
Первый полёт, год.....	1967	1964	1981	1986
Число и тип двигателей.....	2 ТВД	4 ТВД	2 ТВД	1 ТВД
Мощность двигателя, кВт....	533	4270	959	820
Длина самолёта, м.....	12,6	41,7	21,5	9,86
Высота самолёта, м.....	4,6	14,3	7,2	3,4
Размах крыла, м	19,79	48,42	22,8	11,28
Площадь крыла, м <sup>2</sup> .....	36,7	229	42,1	19,33
Максимальная взлётная масса, т	6,58	104,3	11,66	3,27
Масса пустого самолёта, т.....	3,35	56,7	7,8	2,02
Максимальная перевозимая нагрузка, т.....	2,08	35,4	3,1	—
Максимальная скорость полёта, км/ч.....	330	565	390	510
Максимальная дальность полёта, км.....	1115	6400	1460	1665
Потолок, м.....	—	9150	—	10365
Экипаж, чел.....	2	5	2—3	2

Число пассажиров.....	19	200	36	—
-----------------------	----	-----	----	---

**Шпангоут** (голл. *spanthout*, от *spant* — балка, ребро и *hout* — дерево) — основной поперечный элемент *силового набора* ЛА; обеспечивает форму и жёсткость сечения и передаёт местные сосредоточенные нагрузки на оболочку или др. силовые элементы. Обычно устанавливается перпендикулярно к оси агрегата ЛА или под углом действия сосредоточенной нагрузки, имеет, как правило, форму, соответствующую форме оболочки. Различают **Ш.** типовые (обеспечивают жёсткость контура) и силовые (служат для передачи сосредоточенных нагрузок). **Типовые Ш.** подразделяются на подкрепляющие (обшивка крепится только к *стрингеру*) и распределяющие (обшивка крепится к шпангоуту и стрингеру); выполняются в виде гнутого обода, соответствующего контуру оболочки. **Силовые Ш.** бывают стеночные, форменные, рамные, в виде подковообразных балок и т. д.; размещаются по краям вырезов в обшивке (под двери, люки и т. д.), в местах крепления крыла, шасси, силовой установки, оперения, по торцам грузоотсеков и т. п. Сдвоенные **Ш.**, используемые по разёмам агрегатов, называются стыковыми; **Ш.**, устанавливаемые на части длины контура оболочки, называются полушпангоутами. Шаг **Ш.** выбирается на основе расчёта общей жёсткости оболочки. В местах пристыковки основных агрегатов силовой установки, крыла, шасси и оперения шаг **Ш.** может нарушаться (в этом случае он определяется расстояниями между узлами крепления стыкуемых агрегатов).

Силовая схема **Ш.** выбирается из условий его нагружения и общей компоновки агрегата. При действии больших сосредоточенных нагрузок в плоскости **Ш.** предпочтительна схема стеночного **Ш.** При наличии во внутреннем объёме фюзеляжа силовой установки, грузовой или пассажирской кабины высота **Ш.** ограничена их размерами, и **Ш.** может быть выполнен в виде кольца или подковы, работающих, как правило, на изгиб. В *гермокабинах* высокоресурсных пассажирских самолётов **Ш.** обеспечивает сохранение формы оболочки и воспринимает часть растягивающей нагрузки от внутреннего избыточного давления.

*В. К. Рахилин.*

**Шпитальный** Борис Гаврилович (1902—1972) — советский конструктор авиационного стрелково-пушечного вооружения, доктор технических наук (1940), Герой Социалистического Труда (1940). Окончил Московский механический институт имени М. В. Ломоносова (1927). Совместно с И. А. Комарицким создал скорострельный пулемёт *ШКАС* калибра 7,62 мм (1932) и совместно с С. В. Владимировым 20-мм пушку *ШВАК* (1936). В 1934—53 начальник и главный конструктор ОКБ. Преподавал в Московском институте инженеров геодезии, аэрофотосъёмки и картографии (с 1949 профессор). Государственная премия СССР (1941, 1942). Награждён 2 орденами Ленина, орденами Кутузова 1-й степени, Суворова 2-й степени, 2 орденами Трудового Красного Знамени, орденом Красной Звезды, медалями. *Портрет см. на стр. 662.*

*Лит.: Сытин В. А., Изобретатель сверхпулемета, М., 1941.*

**Б. Г. Шпитальный.**

**Штопор самолёта** — движение самолёта по вертикальной нисходящей спирали малого радиуса при больших *углах атаки*, возникающее после потери скорости полёта и *сваливания*. В режиме **Ш.** резко изменяются характеристики *управляемости* вплоть до полной её потери или появления обратной реакции самолёта на отклонения рулей. По ориентации самолёта относительно земли различают **нормальный Ш.** — самолёт занимает по отношению к земле положение, близкое к естественному (лётчик в кабине находится головой вверх), и нормальная *перегрузка*  $n_y > 0$ ; **перевёрнутый Ш.** — лётчик расположен головой к земле и  $n_y < 0$ . В подавляющем числе случаев реализуется нормальный **Ш.**; перевёрнутый **Ш.** крайне редок и является либо следствием неправильного выхода из нормального **Ш.**, либо возникает при сваливании на отрицательных углах атаки. В зависимости от углов атаки, на которых реализуется режим **Ш.**, различают **крутой**

**Ш.** (углы атаки  $\{\{\alpha\}\} < 40—50\{\{\circ\}\}$ ) и **плоский Ш.** ( $\{\{\alpha \approx\}\} 50—70\{\{\circ\}\}$ ), представляющий наибольшую опасность.

**Ш.** может происходить при практически постоянных угловых скоростях *крена*  $\{\{\omega\}\}_x$ , *рыскания*  $\{\{\omega\}\}_y$ , и *тангажа*  $\{\{\omega\}\}_z$ , и углах атаки и *скольжения*, но во многих случаях движение в **Ш.** сопровождается колебаниями (**колебательный Ш.**). В ряде случаев эти колебания могут носить характер биений; при нарастающих по амплитуде колебаниях данный режим **Ш.** может оказаться неустойчивым, и самолёт либо переходит на другой режим **Ш.**, либо выходит из него.

Вращение самолёта в **Ш.** носит, как правило, достаточно интенсивный характер: угловая скорость рыскания может достигать значения  $\{\{\omega\}\}_y \{\{\approx\}\} 1$  рад/с и более (для плоских **Ш.** характерны меньшие угловые скорости:  $\{\{\omega\}\}_y \{\{\approx\}\} 0,1—0,5$  рад/с). Предельным случаем движения самолёта в **Ш.** является так называемое падение листом, когда вращение по спирали практически отсутствует ( $\{\{\alpha\}\} \{\{\approx\}\} 90\{\{\circ\}\}$ ,  $\{\{\omega\}\}_y \{\{\approx\}\} 0$ ).

Основные причины попадания самолётов в **Ш.**: сваливание при отсутствии чётких действий со стороны экипажа по предотвращению выхода самолёта на большие углы атаки и парированию сваливания с переводом его на меньшие углы атаки; возникновение несимметричного обтекания самолёта на больших углах атаки, вследствие чего на самолёт действуют значительные моменты рыскания и крена, вызывающие его вращение в **Ш.** (см. *Самовращение*); отклонение органов управления, вызванное рефлекторным стремлением лётчика вывести самолёт из **Ш.** К таким действиям лётчика относится в первую очередь отклонение *элеронов* против вращения самолёта в **Ш.** Но на закритических углах атаки элероны из-за возникающих моментов рыскания при их отклонении дают обратную реакцию самолёта по крену вместо привычной для лётчика на малых углах атаки, которую принято называть прямой. В результате возможен переход самолёта в режим более интенсивного вращения, что вызывает увеличение угла атаки, переход в другой режим **Ш.** (более плоский) и изменение угловых скоростей до значений, соответствующих новому режиму. Точно так же штопорное движение в ряде случаев не прекращается из-за того, что лётчик рефлекторным отклонением органов управления продольным движением пытается вывести самолёт из режима снижения и отрицательных углов тангажа, в результате чего самолёт продолжает вращение на  $\{\{\delta\}\}$ льших углах атаки.

Систематическое изучение **Ш.** и методов вывода из него было начато *К. К. Арцеуловым*, который в 1916 первый в России совершил преднамеренный **Ш.**, и продолжается в течение многих десятилетий. Значительный вклад в развитие теории **Ш.** и разработку экспериментальных методов его исследования внесли *А. Н. Журавченко* и *В. С. Пышинов*. Основными методами исследования **Ш.** являются специально организуемые лётные испытания (с предусмотрением особых мер безопасности, например установки противоштопорных ракет или противоштопорного парашюта — см. *Противоштопорные устройства*), а также испытания свободно летающих *динамически-подобных моделей* в вертикальных аэродинамических трубах с восходящим направлением потока (рис. 1). В 70-е гг. получили развитие еще два метода исследований **Ш.**: на свободно летающих моделях большой размерности (1/5—1/2 размеров натурального самолёта) с дистанционным и автоматическим управлением (модель сбрасывается с вертолётки или самолёта и по окончании полёта приземляется на парашюте); расчётные исследования на ЭВМ моделирование с участием лётчиков на *пилотажных стендах*. Этот вид исследований проводится на основе тщательного изучения аэродинамических характеристик самолётов на больших углах атаки (в стационарном режиме и при нестационарном движении) в аэродинамических трубах (рис. 2). В результате исследований устанавливаются конкретные виды **Ш.**, характерные для данного типа самолёта, и методы вывода из него.

Каждый тип самолёта может иметь свои индивидуальные особенности вывода из **Ш.**, однако в целях удобства обучения лётчиков принято несколько стандартных методов вывода самолёта из **Ш.** в порядке возрастания сложности действий рулями.

1-й метод — поставить все рули в нейтральное положение (в данном случае можно говорить о преднамеренном **Ш.**, возникающем при отклонениях органов управления). При прекращении **Ш.** перейти к обычной манере пилотирования.

2-й метод — отклонить руль направления против **Ш.**, элероны и руль высоты — в нейтральном положении. При прекращении вращения поставить руль направления в нейтральное положение.

3-й метод — отклонить руль высоты (стабилизатор) на *кабрирование*, руль направления — против вращения; элероны — в нейтральном положении. При прекращении вращения поставить руль направления в нейтральное положение, а руль высоты — в нейтральное положение или на *пикирование* (для уменьшения угла атаки).

4-й метод — отклонить руль направления против **Ш.**, элероны по **Ш.**, руль высоты на *кабрирование*. При прекращении вращения элероны и руль направления поставить в нейтральное положение, руль высоты — в положение, обеспечивающее уменьшение угла атаки.

**Ш.** относится к критическим режимам полёта (наряду со сваливанием и *инерционным вращением*) и является наиболее опасным по своим последствиям: за годы существования авиации **Ш.** был одной из основных причин потерь самолетов и гибели лётчиков. Это объясняется рядом причин. Для распознавания лётчиком режимов **Ш.** и овладения техникой пилотирования для вывода самолёта из **Ш.** требуется большой объём лётной тренировки. Такое обучение проходят только лётчики-испытатели, и лишь незначительная часть из них специализируется в лётных испытаниях на **Ш.** Несмотря на внешнюю простоту стандартных методов вывода самолёта из **Ш.**, в реальных условиях каждому, в том числе опытному, лётчику необходимо решить несколько задач: 1) установить, какой режим **Ш.** реализовался в конкретном случае (из-за возможной неоднозначности аэродинамических характеристик на данных углах атаки и влияния предыстории движения и положения рулей на одном и том же самолёте может реализоваться несколько режимов **Ш.**); 2) выбрать соответствующий метод вывода; 3) произвести чёткие действия рулями на вывод самолёта из **Ш.**, при необходимости зафиксировать максимальное отклонение соответствующих рулей; в ряде случаев подобрать удачный момент для отклонения рулей (при колебательном **Ш.** — к моменту уменьшения вращения); 4) не проявляя излишней поспешности (вывод из **Ш.** может происходить в течение 1—2 и более витков), убедиться в наличии или отсутствии реакции самолёта на выбранный метод вывода при неизменном положении рулей; 5) к моменту уменьшения угловой скорости рыскания до нуля необходимо своевременно вмешаться в управление, чтобы добиться перехода на малые углы атаки и не оказаться в **Ш.** противоположного вращения или попасть в перевёрнутый. Лётчики, не имеющие достаточного опыта выведения самолётов из **Ш.**, как правило, совершают ошибочные действия по пунктам 3) и особенно 4).

В режиме **Ш.** скоростные манёвренные самолёты снижаются со скоростью 80—100 м/с, и за один виток высота может уменьшиться на 0,6—1 км. Поэтому резерв времени у лётчика на принятие правильных решений и своевременные действия рулями очень мал и нужно возможно раньше предпринимать попытки выйти из этого режима. Но необходимо учитывать то, что собственно выход самолёта из **Ш.** будет сопровождаться потерей высоты ещё на 1—2 км. При этом должен ещё оставаться запас высоты для вывода самолёта из крутого пикирования, разгона самолёта до скоростей, достаточных для горизонтального полёта, минимального маневрирования и увода его от столкновения с землёй, а в некоторых случаях — для запуска двигателей (при заглохании или преднамеренном их останове в **Ш.**). Таким образом, попытки вывода самолёта из **Ш.** можно предпринимать до высот 4—5 км, на меньших высотах необходимо принимать экстренные меры к спасению экипажа.

Учитывая высокую опасность **Ш.**, попадание пассажирских и др. неманёвренных самолётов в режимы **Ш.** исключается специальными ограничителями углов атаки, а на стадии разработки самолётов — созданием достаточных запасов по углу атаки, то есть разницы между углами атаки, которые используются в эксплуатации, и углами атаки, на которых возникает сваливание. Такой подход принят в мировой практике для этих классов самолётов в 60-х гг. С тех пор на самолётах

этого типа лётные испытания на **Ш.** не проводятся. На манёвренных самолётах лётные испытания на сваливание и **Ш.** продолжаются. Однако с начала 70-х гг. самолёты этого класса также оборудуются ограничителями угла атаки, системами сигнализации о превышении допустимого угла атаки, ведётся поиск компоновочных решений и способов управления для расширения используемых углов атаки без попадания в режимы сваливания и **Ш.** В 80-е гг. в связи с развитием расчётных методов исследования **Ш.** и более глубоким изучением особенностей аэродинамики самолётов на закритических углах атаки начались работы по созданию манёвренных самолётов, не имеющих режимов сваливания в **Ш.** в широком диапазоне углов атаки (вплоть до  $\{\alpha \approx\} 50\text{—}70\{\{\circ\}\}$ ).

Г. И. Загайнов.

Рис. 1. Шторная аэродинамическая труба Т-105 (ЦАГИ).

Рис. 2. Испытания модели самолёта на штопор в аэродинамической трубе.

**Штормовое предупреждение** — информация об ожидаемом возникновении (или усилении) опасного для авиации явления погоды (туман, гроза, гололёд, гололедица, шквалы, сильный — более 15 м/с — ветер, снегопад, дождь или град, ухудшающие видимость, сильное обледенение, пыльная или песчаная буря, смерч). **Ш. п.** составляется синоптической службой авиаметеорологической станции по аэродрому, обслуживаемым трассам, зонам испытательных и учебно-тренировочных полётов и т. д. **Ш. п.** составляется в тех случаях, когда опасные явления не были предусмотрены *прогнозом погоды*, а также с целью уточнения времени их возникновения, интенсивности и продолжительности. **Ш. п.** в отличие от штормового оповещения является прогностическим.

**Штурвальное управление** — условное наименование систем, связывающих отклонение рычагов управления (РУ) ЛА (*колонка штурвальная*, центральная или боковая *ручка управления*, *педали управления*) с отклонением *органов управления* (ОУ). Через систему **Ш. у.** (СШУ) лётчик осуществляет *управление летательным аппаратом*. Основными требованиями к СШУ являются её надёжность, обеспечение удовлетворительных характеристик *управляемости* и *устойчивости* ЛА и, следовательно, безопасности полёта. В простейшем случае СШУ представляет собой механическое соединение (с помощью *проводки управления*) РУ с *рулями управления*, при этом усилия на РУ пропорциональны *шарнирному моменту* ОУ. В этом случае удовлетворительные характеристики устойчивости ЛА обеспечиваются аэродинамическими характеристиками ЛА и его *центровкой*, а управляемость — выбором ОУ и их *компенсации* для обеспечения приемлемых усилий на РУ при управлении. Усилия на РУ при управлении должны противодействовать соответствующим отклонениям. Для уменьшения или изменения усилий на РУ по воле лётчика на ОУ устанавливаются *триммеры* или специальные триммерные механизмы.

Развитие аэродинамических схем ЛА, увеличение их размеров, освоение новых режимов полёта, а также стремление упростить пилотирование привело к необходимости автоматизации СШУ. Основным требованием к автоматизированной СШУ является независимость её работы от действий лётчика; лётчик должен воспринимать ЛА как единую динамическую систему вместе с работающей автоматикой.

Первоначально автоматизация СШУ сводилась к уменьшению усилий на РУ при управлении: для уменьшения шарнирных моментов ОУ применялись кинематические или пружинные сервокомпенсаторы (см. *Сервокомпенсация*, *Сервоуправление*) — небольшие аэродинамические поверхности на хвостовой части ОУ, отклоняемые в зависимости от отклонения ОУ.

Рост размеров самолётов и увеличение скорости полёта (до сверхзвуковой) вызвали необходимость искать новые пути уменьшения усилий на РУ при управлении; начало внедряться *бустерное управление*, сначала в виде обратимого, в этом случае только определенная часть шарнирного момента ОУ передаётся на РУ, а затем и необратимого, где шарнирный момент ОУ на РУ не

передаётся. В последнем случае для создания у лётчика чувства управления необходимо применять автоматы загрузки (см. *Рычагов управления загрузка*) с триммерными механизмами; в ряде случаев используется пружинная загрузка. В качестве силового привода при бустерном управлении, как правило, используются гидравлические *рулевые приводы* (РП). Первоначально РП устанавливались на истребителях, развивающих сверхзвуковые скорости полёта и снабжённых средствами спасения лётчика. После получения опыта создания и эксплуатации бустерных систем они начали применяться и на пассажирских самолетах.

Необходимость применения на сверхзвуковых самолётах целиком управляемого *стабилизатора* (без рулей высоты) привела к избытку эффективности этого ОУ (см. *Эффективность органов управления*) на дозвуковых скоростях и малых высотах полёта и в СШУ стал вводиться автомат регулирования усиления. Этот автомат изменяет кинематическое *передаточное отношение* от рычага к органу управления в зависимости от режима полёта (обычно в зависимости от высоты и скорости полёта).

Увеличение высоты полёта уменьшает *демпфирование* (см. также *Аэродинамическое демпфирование*) углового движения самолёта, что привело к появлению нового вида автоматизации СШУ — к дополнительным, независимым от лётчика, отклонениям ОУ в зависимости от угловой скорости самолёта в сторону, повышающую демпфирование (*демпферы рыскания, крена, тангажа*). Для реализации такой автоматики используется «раздвижная тяга» — в проводку управления включается электрический или гидравлический *сервопривод*. Чтобы задаваемые раздвижной тягой перемещения передавались только к ОУ и не сказывались на усилиях при управлении, необходимо использование необратимого бустерного управления, а также чтобы трение на участке от РУ до раздвижной тяги было больше усилий, потребных для управления бустером (в противном случае в системе управления между РУ и раздвижной тягой устанавливается вспомогательный привод по схеме необратимого управления, что, кроме того, уменьшает трение в системе, ощущаемое лётчиком).

Отклонение элеронов для осуществления манёвра по крену на больших *углах атаки* сопровождается образованием моментов рыскания и увеличением угла *скольжения*, препятствующих кренению; кроме того, на больших углах атаки для крена самолёта относительно вектора скорости необходим дополнительный момент по рысканию. Это привело к введению в СШУ кинематических связей от РУ по крену к рулю направления.

Развитие и освоение электроники, вычислительных устройств позволило значительно расширить возможности автоматизации управления самолётом. Использование сигналов угловой скорости, *перегрузки*, углов атаки и скольжения, высоты полёта, скорости и т. п. для отклонений ОУ по выбираемым законам позволяет не только улучшать устойчивость и управляемость самолёта, но и создавать их искусственным путём; появился термин «*компоновка самолёта, определяемая системой управления*». Такой подход к проектированию ЛА ослабляет требования к выбору его аэродинамической компоновки для обеспечения наилучших лётно-технических характеристик, например позволяет обеспечить продольную статическую устойчивость (см. *Степень устойчивости*) при статически неустойчивой аэродинамической схеме и уменьшить площади вертикального и горизонтального оперений и т. п.

Возможности автоматизации управления в первую очередь определяются достаточностью эффективности ОУ, а затем быстродействием исполнительных механизмов (бустеров), то есть максимально возможными скоростями отклонения ОУ и минимальным запаздыванием между моментами подачи сигнала и его реализации.

По мере развития степени автоматизации СШУ в их состав стали включать подсистемы *непосредственного управления подъёмной и боковой силами* и механизации *адаптивного крыла, активные системы управления* и др. системы, влияющие на динамические характеристики самолёта как объекта управления лётчиком.

В реальной эксплуатации любая система управления может отказаться; поэтому рассматривают два рода систем (или подсистем): отказобезопасные и практически безотказные системы. Отказ отказобезопасной системы не должен приводить к появлению аварийной ситуации, и продолжение полёта возможно, хотя и с дополнительными ограничениями и повышенной нагрузкой на лётчика. Обычно отказобезопасность возможна или при малом возможном возмущении на движение самолёта при отказе системы управления (малое отклонение ОУ от автоматики, как, например, при отказе демпфера колебаний) или медленном, замечаемом лётчиком изменении регулируемого параметра (например, при малой скорости изменения передаточного отношения в проводке от РУ к ОУ). Отказобезопасные подсистемы можно отнести к «комфортным», то есть улучшающим, но не приводящим к кардинальному изменению устойчивости и управляемости самолёта.

Если отказ системы или подсистемы влечёт за собой появление аварийной или катастрофической ситуации, например потерю управляемости самолёта, то такая система должна быть практически безотказной. Это, как правило, достигается *резервированием* её каналов. При отказе одного из каналов он отключается и система продолжает функционировать. Обычно принимается, чтобы система продолжала функционировать после двух последовательных отказов. Отказ каналов обязательно индицируется лётчику (или экипажу), и в зависимости от обстоятельств должно быть принято решение об изменении полётного задания или о немедленной посадке. Для того чтобы один отказ не мог вывести из строя одновременно несколько каналов управления, эти каналы должны быть независимыми, то есть не иметь «общих точек». Отключение канала производится по выбранному критерию отказа. Если есть такой критерий отказа в самой системе (например, падение давления в гидросистеме), то система будет продолжать функционировать после двух отказов при наличии трёх каналов управления. В сложных автоматизированных системах такого критерия, как правило, нет, и выявление отказавшего канала производится методом сравнения — «голосованием»; поэтому в таких случаях для продолжения функционирования системы после двух отказов необходимо четырёхкратное резервирование. Практически безотказными можно считать такие системы, надёжность которых подтверждена большим опытом создания и эксплуатации, например механические системы. Однако в начале 80-х гг. ИКАО вынесла решение о необходимости иметь на пассажирских самолётах дублированную механическую проводку управления.

Практически безотказная автоматизированная *электродистанционная система управления* (ЭДСУ) позволяет не использовать механическую проводку управления (если же без автоматизации полёт невозможен, то механическая связь РУ с ОУ теряет смысл); это позволяет уменьшить вес системы управления. ЭДСУ получают в настоящее время широкое распространение.

Большие возможности предоставляет использование в системах управления *бортовых цифровых вычислительных машин* (БЦВМ), позволяющих реализовывать сложные законы управления с использованием логических операций. Однако такая резервированная система может иметь «общую точку» — программное обеспечение БЦВМ, одинаковое во всех каналах. В этом случае целесообразно иметь или разное программное обеспечение в каналах или резервную (цифровую или аналоговую) систему управления, позволяющую безопасно завершить полёт.

СШУ современных самолётов, как правило, весьма сложны, их структура и алгоритмы автоматизации определяются особенностями аэродинамических характеристик ЛА, областью режимов полёта по скоростям и углам атаки, длительностью полёта, наличием средств спасения, условиями эксплуатации.

*Г. В. Александров.*

**Штурмовик** — низковысотный боевой самолёт для поражения малоразмерных и подвижных наземных (морских) целей, а также живой силы противника на поле боя и в ближних тылах с применением бомбардировочного, ракетного и стрелково-пушечного вооружения. **Ш.** обычно используются для непосредственной поддержки сухопутных войск и сил флота. Одно из основных требования к **Ш.** — высокая точность поражения объектов (прежде всего танков), что достигается

выполнением боевых операции с малой высоты полёта. Обычно **Ш.** имеет бронирование для защиты экипажа и наиболее важных частей самолёта от огня противника. Броня может быть несущей (включается в силовую схему самолёта) и встроенной (не воспринимает действующих нагрузок).

Первые попытки создания самолёта с вооружением для борьбы с наземными силами противника были предприняты в 1912 в России. В 1914 А. А. Пороховщиков построил опытный **Ш.** «БИ-КОК» («Двухвостка»). В 1918 в Германии фирма «Юнкерс» разработала **Ш.** Ju-10. В США в 20-е гг. проблему бронирования **Ш.** сочли неразрешимой и переключились на разработку многоцелевых самолётов и пикирующего бомбардировщика. В 1931 были успешно проведены опытные бомбометания с пикирования. В Германии решение проблемы воздушной поддержки наземных войск в 30-е гг. шло по двум направлениям: создание **Ш.** либо пикирующего бомбардировщика. Предпочтение было отдано пикирующему бомбардировщику Ju-87.

В СССР массовый отечественный самолет разведчик Р-5 Н. Н. Поликарпова в 30-х гг. строился и в вариантах небронированных **Ш.** Попытки создания специализированного самолёта-**Ш.** предпринимались рядом конструкторов: в 1936 были разработаны проекты **Ш.** по программе «Ив{{á}}нов» ОКБ Д. П. Григоровича, С. А. Кочеригина, И. Г. Немана, Н. Н. Поликарпова и П. О. Сухого. Эти работы обогатили отечественное самолётостроение новым опытом и подтвердили точку зрения о необходимости разработки специализированного самолёта для поддержки войск, но проблема оставалась нерешённой. Для создания бронированного **Ш.** нужны были принципиально новые идеи. В середине 30-х гг. их разработал и заложил в проект **Ш.** Ил-2 С. В. Ильюшин (см. *Ил*). Было найдено оптимальное сочетание скорости и манёвренности, дальности полёта, бомбовой нагрузки, огневой мощи наступательного оружия, средств самозащиты, неуязвимости и боевой живучести. Этому способствовало включение бронекорпуса в силовую схему фюзеляжа, что было сделано впервые. Вооружение: крупнокалиберные пушки, пулемёты, бомбы, реактивные снаряды. Создание этого самолёта положило начало развитию штурмовой авиации. За годы Великой Отечественной войны было выпущено свыше 36 тыс. **Ш.** Ил-2 и около 5 тыс. Ил-10 (усовершенствованная модель Ил-2). В годы войны их уподобляли «летающему танку», поскольку параметры и характеристики самолётов, их конструкция, оборудование, бронирование были подчинены этой идее. В послевоенный период развитие **Ш.** в основном шло в направлении повышения манёвренности, увеличения боевой нагрузки и улучшения взлётно-посадочных характеристик.

*В. М. Шейнин.*

Боевое применение штурмовиков: *а* — атака с пикирования; *б* — атака с бреющего полёта.

**Шум двигателя** — основной источник шума ЛА, оказывающий неблагоприятное воздействие на население вблизи аэропортов, технический персонал в аэропортах и пассажиров, а также на прочность конструкций ЛА, находящихся в зоне действия интенсивного шума.

Шум ВРД имеет преимущественно аэродинамическое происхождение и возникает либо в движущемся потоке, либо при взаимодействии его с элементами двигателя. Шумность ВРД зависит от его размеров, принципиальной схемы, расчётных параметров и конструкции узлов, а также от режима работы. Основные источники шума ВРД — реактивная струя, *вентилятор, турбина, компрессор, камера сгорания*, а также так называемые внутренние источники в выпускном тракте. Каждый из источников характеризуется спектральным составом шума и направленностью его излучения. Воздухозаборник и выпускной тракт двигателя влияют на спектральный состав и диаграмму направленности источников шума, расположенных внутри двигателя. Возникающий при движении самолёта спутный поток также оказывает влияние на акустические характеристики **Ш. д.**

В зависимости от *степени двухконтурности  $t$*  и режима работы ТРД соотношение между интенсивностью шума различных источников изменяется. Так, шум реактивной струй на всех

режимах работы преобладает у «чистых» ТРД ( $m = 0$ ), в особенности у ТРДФ. У ТРДД с большой степенью двухконтурности ( $m > 4$ ) на всех режимах работы преобладает шум вентилятора. Шум ТВД и турбовальных двигателей обычно меньше шума винта. Шум ВРД может быть снижен с помощью специальных *шумоглушителей*. ПД характеризуются существенно более низкими уровнями шума, чем уровень шума ВРД. Их уровень шума обычно ниже уровня шума воздушного винта.

Измерения **Ш. д.** производятся на открытых *стендах для испытаний двигателей*, при этом **Ш. д.** регистрируется на окружности измерительного пояса вокруг двигателя с угловым шагом 10—30°. Шум изолированных авиационных двигателей не нормируется. Требования к **Ш. д.** предъявляются косвенно, путём ограничения шума ЛА (см. *Нормы шума*).

*Лит.:* Авиационная акустика, под ред. А. Г. Мунина и В. Е. Квитки, М., 1973; Теория двухконтурных турбореактивных двигателей, под ред. С. М. Шляхтенко, В. А. Сосунова, М., 1979.

*Р. А. Шипов.*

**Шума источники летательных аппаратов.** Основными источниками шума, создаваемого ЛА на местности, являются силовая установка (СУ) и обтекающий планёр воздушный поток; шум в кабине и салоне ЛА, наряду с указанными выше **Ш. и.**, создаётся и агрегатами *системы кондиционирования воздуха*.

Если в качестве СУ используются ТРД или ТРДД, то **Ш. и.** являются реактивная струя, вентилятор, турбина, компрессор и камера сгорания (см. *Шум двигателя*); в случае же применения винтового движителя шум в основном создаётся воздушным винтом. Таким образом, основные **Ш. и.** ЛА имеют аэродинамическую природу. Причинами их образования являются создаваемые двигателем воздушные или газовые потоки, а также обтекание и движение тел, находящихся в потоке, а не колебания твёрдых тел, с чем имеет дело классическая акустика.

*Турбулентные струи* создают широкополосный, практически сплошной шум, а его мощность определяется в основном скоростью истечения струи и пропорциональна приблизительно восьмой степени этой скорости. Воздушный винт и лопаточные машины излучают шум, в спектре которого наблюдаются гармонические составляющие, частоты которых пропорциональны произведению числа лопастей (лопаток) на частоту вращения, и составляющие широкополосного шума, обусловленные обтеканием лопастей потоком. В случае, когда скорость струи или скорость обтекания лопастей становится больше скорости звука, возникают *ударные волны*, которые являются источниками интенсивных дискретных составляющих шума. Спектр шума камеры сгорания обычно сплошной.

Обтекание планёра ЛА воздушным потоком обуславливает два типа **Ш. и.**: ударные волны, возникающие при сверхзвуковых скоростях полёта и создающие дискретный шум на местности (см. *Звуковой удар*), и возникающий на обтекаемых поверхностях *турбулентный пограничный слой*, который в основном определяет шум в кабине и салоне (см. также ст. *Акустика авиационная. Нормы шума*).

*А. Г. Мунин.*

**Основные источники и индикатрисы излучения шума ТРДД (вверху) и ТРД (внизу); 1 — вентилятор; 2 — струя; 3 — турбина; 4 — компрессор.**

**Шумоглушитель силовой установки** — одно из основных средств снижения шума реактивных самолётов гражданской авиации. Различают **Ш.**, предназначенные для снижения шума вентилятора, турбины, реактивных струй, а также так называемых внутренних источников шума в выпускном тракте ВРД.

**Ш.** турбомашин и внутренних источников шума в ВРД представляют собой участки газоздушного тракта силовой установки, облицованные звукопоглощающими конструкциями

(ЗПК). Наибольшей надёжностью в работе и стабильностью характеристик обладают трёхслойные сотовые ЗПК, состоящие (см. рис.) из обращённого к потоку перфорированного листа 1, воздушного объёма с сотовым наполнителем 2, делящим его на отдельные ячейки, и непроницаемого основания 3. Экспериментальная отработка **Ш.** с сотовыми ЗПК производится на стендах со сдвоенными *реверберационными камерами* и на открытых стендах для испытаний двигателей. Применение в ТРДД **Ш.** турбомашин позволяет снизить уровень шума самолёта на 7—8 ЕРН дБ (единицы эффективного уровня воспринимаемого шума с учётом особенностей субъективной реакции человеческого уха и продолжительности воздействия шума) при незначительном увеличении массы силовой установки и гидравлических потерь в её газоздушном тракте.

Конструкции **Ш.** реактивных струй основаны на принципах уменьшения зоны смешения реактивной струи с окружающим воздухом, а также уменьшения скорости реактивной струи. **Ш.** реактивных струй широкого применения не нашли в связи с высоким уровнем гидравлических потерь.

*Р. А. Шипов.*

Шумоглушитель с сотовыми звукопоглощающими конструкциями: 1 — перфорированный лист; 2 — сотовый наполнитель; 3 — непроницаемое основание.

**Шэньсийский авиационный завод** — авиационное предприятие Китайской Народной Республики. С начала 80-х гг. выпускал транспортный самолёт Y-8 (на основе самолёта *Ан-12*, производился также в морском патрульном варианте).

**Шэньянский авиационный завод** — авиационное предприятие Китайской Народной Республики. В 50-х гг. завод выпускал по лицензии самолёты *Як-18* (под обозначением *СJ-5*), *Ан-2* (*Y-5*), *МиГ-15*, *МиГ-17* (*J-5* и *F-5*), вертолёт *Ми-4* (*Z-5*) и двигатели *АШ-62* и *АШ-82*. С конца 50-х гг. производил самолёты *МиГ-19* (*J-6*), с конца 70-х гг. выпускает *J-8* (на основе *E-152A*). Разработан усовершенствованный самолёт *J-8II* (первый полёт в 1984).

**Щелевой закрылок** — *закрылок*, при отклонении которого образуется щель между закрылком и основной частью крыла. **Щ. з.** стали применяться в 40—50-х гг. на прямых и стреловидных крыльях. Однощелевой закрылок может быть выполнен в виде простого поворотного закрылка (с профилированной или непрофилированной щелью между крылом и закрылком) или с выдвиганием закрылка по направлению к задней кромке крыла. Многощелевые выдвигаемые закрылки образуют несколько несущих поверхностей; основное крыло и звенья закрылков. В различных видах выдвигаемых **Щ. з.** последовательно реализуется эффект *предкрылка*: поступающая через щель на верхнюю поверхность закрылка струя воздуха вызывает смещение точки *отрыва пограничного слоя* вниз по потоку и увеличивает критический угол отклонения закрылка, при котором наступает *срыв потока*. Использование этого эффекта позволяет обеспечить безотрывное обтекание звеньев закрылка при больших углах их отклонения и тем самым увеличить подъёмную силу закрылка и ЛА в целом. Эффективность **Щ. з.** зависит от их относительных геометрических размеров, формы и положения относительно основного крыла. См. рис. к ст. *Механизация крыла*.

**Щербаков** Александр Александрович (р. 1925) — советский лётчик-испытатель, полковник, кандидат технических наук (1986), Герой Советского Союза (1971), заслуженный лётчик-испытатель СССР (1967). В Советской Армии с 1943. Участник Великой Отечественной войны. Окончил Вязниковскую военную авиационную школу пилотов (1943), ВВИА (1951), школу лётчиков-испытателей (1953). С 1951 на испытательной работе в НИИ ВВС, ЛИИ. Проводил испытания самолётов на штопор (22 типа самолётов), исследовательские полёты на специальных и критических режимах, участвовал в доводке опытных самолётов конструкции А. И. Микояна, П. О. Сухого, А. С. Яковлева. Летал на самолётах и вертолётах свыше 100 типов. Награждён

орденами Ленина, Красного Знамени, Отечественной войны 1-й и 2-й степени, Трудового Красного Знамени, медалями.

А. А. Щербаков.

**Щербаков** Алексей Яковлевич (1901—1978) — советский авиаконструктор. Окончил Харьковский технологический институт (1929). В 1926—35 работал в ОКБ *К. А. Калинин*, затем в отделе спецконструкций Московского авиационного завода № 1, где занимался высотными буксируемыми планерами и гермокабинами (его гермокабины мягкой и жёсткой конструкции регенерационного типа были испытаны на различных самолётах в 1936—43). С 1939 в КБ-29. Возглавлял экспериментальные работы по применению комбинированных силовых установок с дополнительными ПВРД на истребителях И-15бис и И-153 и испытания ракетопланёра *РП-318-1*. Во время Великой Отечественной войны **Щ.** возглавлял одно из Главных управлений НКАП и ОКБ в Оренбурге, где в 1943 им был разработан лёгкий грузовой самолёт *Ще-2*, который затем строился серийно и применялся в качестве транспортного и санитарного самолёта. В послевоенные годы работал в ОКБ *С. П. Королёва* и *С. А. Лавочкина*. Автор одного из первых проектов СВВП с поворотными ТРД. Подвешенный на стенде ЛА испытывался в 1948.

А. Я. Щербаков.

**Щитки** — конструктивные элементы ЛА, используемые для изменения аэродинамических сил или для защиты отдельных агрегатов ЛА от набегающего потока. Появились в 30—40-х гг. **Щ.** как элементы *механизации крыла* могут устанавливаться в передней или (и) задней части крыла и предназначены для увеличения подъёмной силы на больших углах атаки (при взлёте и посадке) за счёт изменения *кривизны, профиля*. Выполняются в виде пластин, которые могут отклоняться или смещаться (выдвижные **Щ.**) вдоль хорды крыла. **Щ.** действуют аналогично *предкрылкам* и *закрылкам*, проще их по конструкции, но менее эффективны. К аэродинамическим **Щ.** можно также отнести некоторые управляющие поверхности (см. *Интерцептор, Тормозной щиток*).

Защитные **Щ.** обычно выполняются в виде поворотных или сдвижных панелей, закрывающих, например, нишу шасси после уборки его в полёте, объектив фотоаппарата в нерабочем положении на самолёте-разведчике и т. д. Часто применяются **Щ.** на колёсах шасси для защиты самолёта от грязи и камней, вылетающих из-под колёс при взлёте и посадке. Управление **Щ.** осуществляется из кабины экипажа либо производится автоматически, когда **Щ.** механически связаны с агрегатами, которые они закрывают. (например, управление **Щ.** шасси согласовано с выпуском и уборкой стоек шасси).

Технологически **Щ.** выполняются в виде клёпаной или сварной конструкции, с *силовым набором* или клеёной (паяной) конструкции с сотовым наполнителем. При изготовлении **Щ.** широко используются различные композиционные материалы. Наружная обшивка **Щ.**, выходящая в поток, обычно бывает криволинейной и в закрытом положении вписывается в аэродинамические формы самолёта.

**Эволютивная скорость летательного аппарата** — *минимальная скорость*, на которой ЛА имеет возможность выполнять некоторые минимальные эволюции (манёвры) — отсюда название. Для неманёренных самолётов различают минимальную **Э. с.** при разбеге, взлёте, посадке и при уходе на второй круг. Эти **Э. с.** определяются как минимальные скорости, при которых возможно восстановление и сохранение прямолинейного движения при внезапном полном отказе *двигателя критического* с помощью только основных аэродинамических *органов управления*. Последующий прямолинейный полёт должен выполняться при крене не более  $5\{\{\circ\}\}$ ; не должны возникать опасные изменения лётных характеристик самолёта. Накладываются также и др. дополнительные ограничения.

**Эжектор** (франц.  $\{\{\acute{e}\}\}$ jeteur, от  $\{\{\acute{e}\}\}$ jeter — выбрасывать) — устройство для перемещения жидкости, газа и др. сред, действие которого основано на передаче энергии от одной среды,

движущейся с большей скоростью, к другой. При этом *полное давление*  $p_{02}$  в смешанном потоке больше полного давления  $p_{01}$  низконапорного потока, отношение  $\{\{\varepsilon\}\} = p_{02}/p_{01}$  называется **степенью сжатия** и является одной из основных характеристик Э. Для увеличения степени сжатия Э. устанавливаются последовательно так, что поток смеси предыдущего Э. будет эжектируемым для последующего. Э. прост по конструкции, может работать в широком диапазоне изменения параметров потоков, позволяет легко регулировать рабочие режимы. Поэтому Э. широко применяются в различных областях техники: в *аэродинамических трубах*, вакуумной технике и др. Наиболее часто используются газовые Э.

Независимо от назначения Э. имеет следующие конструктивные элементы (см. рис.): сопло высоконапорного (эжектирующего) потока, сопло низконапорного (эжектируемого) потока, камеру смешения и *диффузор*. Расположение сопел может быть прямым, когда эжектируемый поток поступает в камеру смешения по периферии, и обратным, когда по периферии подаётся эжектирующий поток. В большинстве случаев Э. выполняются с цилиндрической или изобарической камерой смешения. Для удовлетворительного смешения потоков требуется, чтобы длина камеры смешения составляла примерно 6—8 диаметров её входного сечения; путём разделения потоков на несколько струй эту длину можно сократить.

При дозвуковых скоростях истечения статические давления на срезах сопел одинаковы; при скорости эжектирующего газа, равной или большей скорости звука, давления на срезах сопел могут существенно различаться, при этом сверхзвуковая струя в камере смешения расширяется и поджимает дозвуковую эжектируемую струю, скорость которой будет увеличиваться вплоть до скорости звука, — такой предельный режим работы Э. является наивыгоднейшим и называется критическим.

А. Л. Искра.

Эжекторы с цилиндрической (а) и изобарической (б) камерой: 1 — сопло эжектирующего потока; 2 — сопло эжектируемого потока; 3 — камера смешения; 4 — диффузор.

**Эйдеман**, **Эйдеманис**, Роберт Петрович (1895—1937) — советский военачальник, комкор (1935). Участник 1-й мировой и Гражданской войн. С 1918 в Красной Армии. Окончил Киевское военное училище (1916). В 1918—20 командовал дивизиями, армией и группой войск, был начальником тыла на разных фронтах. Помощник и заместитель командующего Вооружёнными силами Украины и Крыма (1921—24), командующий войсками Сибирского военного округа (1924—25). Начальник и комиссар Военной академии имени М. В. Фрунзе (1925—32). В 1932—34 член РВС СССР, с 1934 член Военного совета при Наркомате обороны. С 1932 председатель Центрального совета Осоавиахима СССР. Э. придавал большое значение привлечению молодёжи к занятиям самолётным, планёрным и парашютным спортом. К руководству этими видами спорта он привлёк многих военных и гражданских специалистов (Л. Г. Минова, Я. Д. Мошковского и др.). По инициативе Э. созданы Центральный аэроклуб и Тушинский авиацентр. Был членом ВЦИК нескольких созывов и ЦИК СССР. Награждён 2 орденами Красного Знамени, орденом Красной Звезды. Необоснованно репрессирован; реабилитирован посмертно.

Р. П. Эйдеман.

**Эйлер** (Euler) Леонард (1707—1783) — учёный в области математики, механики, физики, астрономии, член Петербургской (с 1726 — действительный, в 1742—66 — иностранный почётный), Берлинской, Парижской АН, Лондонского королевского общества и др. крупнейших, научных учреждений. Э. впервые изложил механику точки при помощи математического анализа и корректно сформулировал принцип наименьшего действия. Разработал кинематику и динамику твёрдого тела и вывел уравнения его вращения вокруг неподвижной точки, положив начало теории гироскопов. Э. — один из создателей теоретической гидродинамики. Обобщил понятие давления в применении к движущейся жидкости, дал вывод основной системы уравнений движения

идеальной сжимаемой жидкости (уравнений импульса и неразрывности), теоремы, об изменении количества движения применительно к жидким и газообразным средам и т. д.

Соч.: Opera omnia ..., Serie 2 — Opera mechanica et astronomica, v 1—30, В. — Lpz., 1912—64.

Лит.: Развитие идей Л. Эйлера и современная наука, М., 1988.

### Л. Эйлер.

**Эйлера уравнения** в аэро- и гидродинамике (по имени Л. Эйлера) — система дифференциальных уравнений, выражающая закон сохранения импульса при движении идеальной жидкости. Полученные Л. Эйлером (1755) уравнения в векторной форме принимают вид:

$$\left\{ \left\{ \frac{D\mathbf{V}}{Dt} = \mathbf{F} - \frac{1}{\rho} \operatorname{grad} p \right\} \right\}$$

где  $p$  — давление,  $\{\rho\}$  — плотность,  $T$  — температура,  $t$  — время,  $\mathbf{V}$ ,  $\mathbf{F}$  — векторы скорости и массовых сил,  $D/Dt$  — так называемая полная, или субстанциональная, производная. Э. у. замыкаются неразрывности уравнением, энергии уравнением и уравнением состояния  $\{\rho\} = \{\rho\}(p, T)$ , а их решение должно удовлетворять заданным начальным и граничным условиям. В частности, при обтекании неподвижного тела с непроницаемой поверхностью  $S$  безграничным потоком газа граничные условия представляют собой условие непротекания на  $S$ :  $\mathbf{Vn} = 0$ , где  $\mathbf{n}$  — нормаль к  $S$ , и условие затухания вносимых телом возмущений на бесконечности. Э. у. получаются формально из Навье — Стокса уравнений, если в них положить динамическую вязкость равной нулю.

Э. у. служат основой для исследования картины обтекания ЛА и расчёта его аэродинамических характеристик, поскольку самолёты имеют хорошо обтекаемые формы, а их движение происходит при больших Рейнольдса числах, когда силы трения пренебрежимо малы в большей части потока. По найденному полю течения влияние сил трения и возможность появления срыва потока оцениваются на основе уравнений пограничного слоя. См. также Сохранения законы.

В. А. Башкин.

**Эйлера формула** (по имени Л. Эйлера, получившего ее в 1754) — формула, определяющая значение момента, действующего на лопатки лопаточной машины, как разность потоков моментов количества движения в выходном и входном сечениях венца:

$$M = \int_{F_2} c_{2u} r_2 dG - \int_{F_1} c_{1u} r_1 dG,$$

где  $c_{1u}$  и  $c_{2u}$  — окружные составляющие абсолютной скорости потока,  $r_1$  и  $r_2$  — расстояния центров тяжести сечений элементарной трубки тока от оси вращения соответственно во входном ( $F_1$ ) и выходном ( $F_2$ ) сечениях венца,  $dG$  — расход рабочего тела в этой трубке. Для осреднённых по сечениям параметров  $M = (c_{2u} r_2 - c_{1u} r_1) G$ .

Умножение вращающего момента, приходящегося на 1 кг/с рабочего тела, на угловую скорость даёт значение удельной затраченной (компрессор) или отведённой (турбина) работы:  $L = c_{2u} u_2 - c_{1u} u_1$ , которую часто также называют Э. ф. ( $u_1$  и  $u_2$  — окружные скорости ротора на среднем радиусе).

**Эйлера-Даламбера парадокс** — то же, что Даламбера — Эйлера парадокс.

**Эйфель** (Eiffel) Александр Гюстав (1832—1923) — французский инженер-строитель и аэродинамик. Окончил Центральную школу искусств и ремёсел в Париже (1855). Используя металлические конструкции, построил ряд мостов, виадуков, всемирно известную башню (Париж, 1889). Внёс большой вклад в развитие экспериментальной аэродинамики во Франции: построил

первую аэродинамическую лабораторию (Париж, 1909), открыл явление кризиса сопротивления плохобтекаемых тел (1912), усовершенствовал технику аэродинамического эксперимента (камера Э.). Портрет см. на стр. 666.

Лит.: Besset M., G. Eiffel, P., 1957.

### А. Г. Эйфель.

**Эйфория высотная** (греч. euphoria, от  $\{\{\acute{e}\}\}$ и — хорошо и phor $\{\{\acute{e}\bar{o}\}\}$  — несущу, переношу) — изменение психического состояния человека при подъёме его на высоту. Э. в. связана с кислородным голоданием тканей мозга (см. *Гипоксия*). Проявления Э. в. — беспричинная весёлость, отсутствие бдительности, снижение внимания. При этом сами люди, у которых возникает Э. в., не воспринимают эти явления как ненормальные. В некоторых случаях при подъёме на высоту вместо Э. в. могут возникать усталость, угнетение или сонливость. При подъёме без кислородного снаряжения на высоту более 7 км или при взрывной *декомпрессии* на этой высоте возможна потеря сознания.

**Эквивалентно-циклические испытания двигателя** — вид стендовых испытаний двигателя, проводимых для ускоренного выявления при доводке двигателя деталей с наименьшим ресурсом, подтверждения эффективности конструктивных и технологических мероприятий в опытных и серийном производствах, при установлении и увеличении ресурса двигателя и для обеспечения его эксплуатации по техническому состоянию (см. *Эксплуатация авиационной техники*). При Э.-ц. и. д. обеспечивается возможно более полное и ускоренное воспроизведение повреждаемости деталей, соответствующее изменению параметров двигателя в типовых полётах (полётных циклах). Для этого программами испытаний предусматривается, чтобы суммарное время наработки на тяжёлых режимах было бы эквивалентно по длительной прочности деталей горячей части двигателя осреднённое время наработки в полётных циклах, а число переменных процессов, соответствующее их осреднённое число в полётных циклах, воспроизводилось бы полностью. В программы Э.-ц. и. д. включается также наработка на динамически напряжённых режимах двигателя, на частоте вращения земного малого газа и пр. Для сокращения времени Э.-ц. и. д. наработки на пониженных установившихся режимах и циклы нагружения малой интенсивности приводятся к более тяжёлым режимам и циклам путём эквивалентного пересчёта по длительной прочности и малоциклового усталости.

Для ускоренного выявления потенциальных возможностей по ресурсу основных деталей и узлов их Э.-ц. и. д. могут проводиться также вне двигателя — на *газогенераторе*, в разгонных камерах и пр. При анализе результатов испытаний учитываются коэффициенты соответствия испытательных и полётных циклов по накоплению повреждения данной детали от малоциклового усталости с учётом влияния длительной прочности.

### Б. Ф. Шорр.

**Экипаж воздушного судна** — командир, другие лица лётного состава и обслуживающего персонала, на которых возложено управление воздушным судном и обслуживание его в полёте. По законодательству ряда государств в состав Э. воздушного судна могут входить только граждане государства, в реестр которого занесено воздушное судно (см. *Гражданство членов экипажа*). Члены Э. должны иметь при себе документы о квалификации и свидетельства, которые выдаются государством регистрации воздушного судна или признаются им действительными. В состав Э. могут входить лица, обладающие знаниями в области теории полёта, эксплуатационных ограничений по соответствующим типам воздушных судов и силовой установке, принципов загрузки и распределения грузов и их влияния на лётно-технические характеристики, планирования полётов, пользования аэронавигационными документами, авиационной метеорологии, мер безопасности и чрезвычайных мер и др. Установлены также требования к налёту часов членами Э. и их годности с медицинской точки зрения. Основная фигура Э. —

командир воздушного судна, он обладает властными полномочиями в отношении всех других членов экипажа, а во время полёта — в отношении пассажиров и грузов.

Специальные нормы об Э. воздушного судна содержатся в *Воздушном кодексе СССР*, где предусматриваются состав Э. и недопустимость полёта при неполном составе Э.; определяются права и обязанности командира воздушного судна (обеспечение строгой дисциплины и порядка, соблюдение правил полётов и эксплуатации судна, принятие необходимых мер к обеспечению безопасности находящихся на борту людей, сохранности судна и имущества и т. д.), в том числе права командира в случае бедствия и обязанность оказания помощи судам и лицам, находящимся в опасности; установлен специальный порядок возмещения вреда, причинённого Э.

Ю. Н. Малеев.

**Эккнер** (Eckener) Хуго (1868—1945) — немецкий воздухоплаватель. Конструктор дирижаблей. В 1923—34 возглавлял дирижаблестроительную фирму «Цеппелин». Руководил постройкой дирижаблей LZ-126, LZ-127, LZ-129 — LZ-132. В 1924 командир дирижабля LZ-126 («Лос-Анджелес»). В 1928—37 командир дирижабля LZ-127 «Граф Цеппелин», совершившего в 1929 кругосветный перелёт (с тремя остановками в пути), в 1931 — арктический перелёт, а в 1932—37 совершавшего регулярные пассажирские полёты между Германией, Бразилией и США. В 1930 руководил подготовкой лётных кадров для немецких дирижаблей. В 1931 (после смерти Ф. Нансена) был избран председателем Международного общества по исследованию Арктики.

Соч.: Graf Zeppelin. Sein Leben nach eigenen Aufzeichnungen und persönlichen Erinnerungen, Stuttg., 1938.

Х. Эккнер.

**Экономическая скорость вертолёт**а — скорость установившегося горизонтального полёта вертолёт, при котором требуется минимальная мощность двигателя; аналог *крейсерской скорости*, самолёт в режиме минимального часового расхода топлива.

**Экономические характеристики летательного аппарата** — отражают затраты трудовых и материальных ресурсов на разработку, серийное производство и эксплуатацию ЛА. Э. х., наряду с прочими критериями оценки, используются при выборе оптимального варианта проектируемого ЛА и для сравнения его с другими образцами. На ранних стадиях разработки ЛА его Э. х. определяются с помощью приближённых методов (экстраполяционно-статистических, сопоставительно-аналоговых, экспертных), а по мере конкретизации проекта применяются более точные нормативно-калькуляционные методы, позволяющие учитывать различные виды прямых и косвенных затрат и капитальных вложений на соответствующих стадиях *жизненного цикла* ЛА.

К основным критериям экономической оценки ЛА относятся: **затраты на разработку ЛА**, охватывающие все затраты, связанные с проектированием, постройкой опытных образцов, созданием экспериментальных установок, проведением наземных и лётных испытаний, доводкой образцов и относящиеся к составным частям ЛА и ЛА в целом;

**себестоимость серийного ЛА**, которая включает приходившиеся на один экземпляр ЛА затраты завода-изготовителя ЛА на подготовку и освоение производства, материалы и полуфабрикаты, покупные комплектующие изделия (в том числе двигатели, бортовое оборудование и т. п.), заработную плату и др. расходы (в некоторых случаях частично или полностью включаются затраты на разработку ЛА); на основе себестоимости устанавливается цена ЛА;

**себестоимость лётного часа** или (для транспортных ЛА) **себестоимость перевозок** — себестоимость единицы транспортной работы (одного тонно-км или одного пассажира-км), которые учитывают различные эксплуатационные расходы, в том числе затраты на горюче-смазочные материалы, заработную плату лётно-подъёмного состава, техническое обслуживание и ремонт ЛА, амортизационные отчисления, эксплуатацию аэродромных сооружений и т. п.;

**стоимость жизненного цикла ЛА**, учитывающая затраты на его разработку, изготовление и эксплуатацию в течение предполагаемого срока службы.

Непрерывное повышение лётно-технических характеристик и эффективности ЛА, осуществляющееся на основе изыскания и внедрения новых научно-технических решений, усложнение конструкции ЛА, применение дорогостоящих материалов и новейшего радиоэлектронного оборудования сопровождается соответствующим ростом затрат на разработку и производство ЛА. В 70—80-х гг. разработка сложных авиационных комплексов (ЛА, его двигатели, оборудование) стала обходиться, согласно зарубежным публикациям, в миллиарды долларов (1—4 млрд.), стоимость серийных ЛА достигла 40—50 млн. долл. для истребителей, 80—100 млн. долл. для магистральных пассажирских самолётов.

Эксплуатационные **Э. х.** (такие, как себестоимость перевозок) часто рассматриваются в качестве единого критерия эффективности применения гражданских ЛА. В процессе развития воздушного транспорта экономическая эффективность ЛА улучшалась за счёт повышения *производительности* ЛА (посредством увеличения пассажировместимости и скорости полёта), сокращения потребления топлива (посредством снижения *удельного расхода топлива* двигателей и повышения *аэродинамического качества* ЛА), увеличения *ресурса* двигателей, бортового оборудования и конструкции ЛА, а также за счёт др. технических характеристик. В числе важных эксплуатационных факторов повышения экономической эффективности воздушных перевозок — увеличение годового налёта ЛА и более полное использование его грузоподъёмности и пассажироместимости (увеличение коэффициента загрузки ЛА).

Для боевых ЛА разрабатываются различные методы их оценки типа «стоимость — эффективность», в которых те или иные стоимостные показатели выполнения боевой операции соотносятся с показателями ожидаемого эффекта (*боевой эффективности*).

*В. П. Шенкин.*

**Экономический режим полёта** — режим полёта на всей траектории полёта или её части, обеспечивающий минимальную себестоимость перевозок.

**Экранный индикатор** — индикатор, у которого лицевая часть представляет собой светящийся экран. **Э. и.** обеспечивает возможность изменения вида и объёма выдаваемой членам экипажа необходимой в полёте информации; концентрацию большого числа индицируемых параметров на ограниченном поле экрана; перевод информации с одного экрана на соседний (в случае отказа); выдачу обобщённых параметров в наглядной форме (положение ВПП, располагаемая дальность полёта по запасу топлива и др.).

В зависимости от назначения различают следующие **Э. и.**: индикатор обстановки в вертикальной плоскости, индикатор на «лобовом стекле», индикатор обстановки в горизонтальной плоскости, индикатор параметров силовой установки и др. **Э. и.** бывают: по принципу действия экрана — газоразрядные, на электронно-лучевых трубках, светодиодные, жидкокристаллические и т. д., по характеру изображения на экране — коллиматорные или простые, у которых изображение воспринимается в плоскости экрана; по цветности экрана — одноцветные, трёхцветные, многоцветные. Использование **Э. и.** — перспективное направление развития систем отображения информации на ЛА.

Первыми **Э. и.**, использовавшимися в авиации, были индикаторы радиолокаторов.

**Экранный эффект** — малоупотребительное название *эффекта влияния земли*.

**Экраноплан** (франц. {{é}}cran — экран, щит и plane, или лат. planum — плоскость) — ЛА, летающий вблизи поверхности воды и ровных участков земли с использованием *эффекта влияния земли* (экранного эффекта). Экранный эффект при прочих равных условиях позволяет уменьшить требуемую мощность двигателей. **Э.** проектируют с низкорасположенным крылом малого

удлинения (для обеспечения безопасности полёта), снабжённым *шайбами концевыми*, и с высоко поднятым развитым горизонтальным оперением, так как при приближении Э. к экрану *центр давления* смещается назад, что существенно сказывается на *балансировке* ЛА. Для облегчения взлёта двигатели иногда располагают перед крылом, осуществляя поддув под крыло, что создаёт динамическую воздушную подушку и способствует обеспечению малой высоты полёта. К недостаткам Э. относятся относительно большая взлётная скорость и невысокая мореходность, связанная с большой взлётной скоростью и низким расположением крыла, а также малая высота полёта — возникает проблема преодоления препятствий, например находящихся на пути плотин, групп деревьев. В связи с этим были созданы Э., полёт которых в крейсерском режиме осуществляется вблизи экрана, в случае необходимости способные подниматься на относительно большую высоту. Такие Э. получили название **экранолёт**.

Первые Э. были построены в 1935 В. И. Левковым (СССР) и Т. Карио (Финляндия). К концу 80-х гг. в разных странах построено около 40 экспериментальных Э. со взлётной массой 0,3—5 т, целевой нагрузкой 0,1—2 т, суммарной мощностью двигателей 12—380 кВт. Например, в 60—80-х гг. А. Липпиш (ФРГ) построил Э. X-112, -113, -114. Э. X-114 имеет следующие характеристики: мощность двигателя 156 кВт, взлётная масса 1,35 т, целевая нагрузка 0,46 т, скорость 75—200 км/ч, высота полёта более 1000 м, дальность 1000 км. В СССР в 1973 был построен Э. ЭСКА-1 (см. рис.), имевший двигатель мощностью 22 кВт, взлётную массу 0,45 т, скорость 120 км/ч, высоту полёта до 100 м. Практического применения (на конец 80-х гг.) Э. пока не нашли.

Лит.: Белавин Н. И., Экранопланы, 2 изд., Л., 1977.

### Экранолёт-амфибия ЭСКА-1.

**Экспериментальные летательные аппараты** — используются для *лётных исследований* важнейших научно-технических проблем, открывающих новые направления в развитии авиации, проверки новых научно-технических решений, отработки и доводки отдельных систем и элементов ЛА. Необходимость создания Э. л. а. вызвана не только невозможностью в ряде случаев смоделировать в наземных экспериментальных установках весь диапазон внешних условий эксплуатации ЛА и весь комплекс воздействующих на него факторов, но также связана с жёсткими требованиями к обеспечению высокой степени надёжности авиационной техники и с большим техническим и финансовым риском внедрения в практику потенциально перспективных новшеств без их предварительной всесторонней проверки в реальных условиях эксплуатации. В качестве Э. л. а. используются ЛА специальной постройки и экспериментальные *модификации* серийных ЛА (см. также *Летающая лаборатория*, *Летающая модель*). Кроме того, к Э. л. а. можно также отнести те *опытные летательные аппараты*, которые по каким-либо причинам не доводились до стадии серийного производства, а использовались для накопления экспериментальных данных. Э. л. а. строятся как для исследования проблем общего характера, которые важны для ЛА какого-либо класса или для ЛА нескольких классов, так и в интересах программ создания конкретных ЛА нового типа (например, на основе истребителя МиГ-21 был построен аэродинамический аналог сверхзвукового пассажирского самолёта Ту-144).

В СССР начало строительства Э. л. а. относится к самым ранним этапам развития авиационной техники в стране. В числе первых советских Э. л. а. были тяжёлый самолёт-триплан «КОМТА» (1922), первые самолёты А. Н. Туполева (см. Ту) АНТ-1 (с использованием в некоторых элементах конструкции нового материала — кольчугалюминия, 1923) и АНТ-2 (первый советский цельнометаллический самолёт, 1924), экспериментальный пассажирский самолёт АК-1 (1924). В 20-х гг. и в последующий период вплоть до начала Великой Отечественной войны в СССР было построено большое число Э. л. а., а также опытных и мелкосерийных, по существу экспериментальных ЛА, отличавшихся разнообразием и новизной аэродинамических схем и конструктивных решений. В их числе: ЛА схем «бесхвостка» и «летающее крыло» (планеры и самолёты марки БИЧ, самолёты К-12, БОК-5, ДБ-ЛК); самолёт «Стрела» с треугольным крылом

малого удлинения; большегрузные самолёты АНТ-14 «Правда», К-7 и АНТ-20 «Максим Горький»; составные комбинации самолётов (см. «Звено» *Вахмистрова*); самолёты «Сталь» (с конструкцией из стали) и ЭМАИ-1 с конструкцией из магниевых сплавов — электрона; самолёты с герметичными кабинами для высотных полётов (И-15 с гермокабиной *А. Я. Щербакова*, БОК-1, БОК-7, БОК-11, БОК-15); самолёты с изменяемой в полёте геометрией крыла (моноплан *РК*, с раздвижным крылом переменной площади, складной истребитель-полутороплан ИС *В. В. Шевченко* и *В. В. Никитина* с убирающимся нижним крылом); самолёты, оборудованные шасси на воздушной подушке и гусеничным шасси; первые советские винтокрылые ЛА (автожир *КАСКР-1*, вертолёт *ЦАГИ 1-ЭА*); самолёты с применением в силовых установках реактивных двигателей (*У-2* с пороховыми ускорителями взлёта, И-15бис и И-153 с дополнительным ПВРД, ракетопланёр *РП-318-1* с ЖРД) и многие др. Широкое строительство **Э. л. а.** в значительной мере способствовало становлению СССР как одной из ведущих авиационных держав.

В конце 30-х гг. и в годы 2-й мировой войны были созданы первые (экспериментальные и серийные) реактивные самолёты, в том числе советский истребитель *БИ-1* (1942) с ЖРД. Однако дальнейшее развитие реактивной авиации требовало новых подходов к аэродинамическому проектированию самолёта, и после окончания войны в ряде стран стали строиться экспериментальные реактивные самолёты нового аэродинамического облика — с тонкими крыльями малого удлинения (прямыми и треугольными) или стойкими стреловидными крыльями. Они позволили достичь больших дозвуковых скоростей полёта, преодолеть *звуковой барьер*, а затем освоить и сверхзвуковые скорости, подготавливая необходимый опережающий научно-технический задел для создания серийных самолётов соответствующего скоростного диапазона. В СССР важную роль в развитии скоростной авиации сыграли экспериментальные самолёты *Ла-160* (первый советский самолёт со стреловидным крылом), *Ла-176* (на нём была впервые в СССР достигнута скорость звука), а впоследствии сверхзвуковые самолёты серии «Е» *А. И. Микояна* (см. *МиГ* и рис. 1) и серии «Т» *П. О. Сухого* (см. *Су* и рис. 2). В числе зарубежных **Э. л. а.** данного предназначения были самолёты серии «Х» фирмы «Белл», D-558-1 и D-558-2 фирмы «Дуглас», X-15 и XВ-70 фирмы «Норт Американ», YF-12 фирмы «Локхид» (США), D. Н. 108 фирмы «Де Хэвилленд» и FD. 2 фирмы «Фейри» (Великобритания), «Жерфо» и «Гриффон-II» фирмы «Норд авиасьон» (Франция) и др.

Наряду с расширением эксплуатационного диапазона скоростей и высот полёта ЛА с помощью **Э. л. а.** во всех странах с развитой авиационной промышленностью в 50—80-х гг. решались и др. задачи, связанные в основном с повышением эффективности ЛА и созданием ЛА нового типа. Обширными исследованиями на **Э. л. а.** обязаны своему внедрению в практику *самолёты вертикального взлёта и посадки, самолёты с крылом изменяемой в полёте стреловидности, самолёты со сверхкритическим профилем крыла, электродистанционные системы управления, активные системы управления* нагрузками, действующими на ЛА в полёте, системы управления статически неустойчивым самолётом, конструкции ЛА из *композиционных материалов*, бесшарнирные и жёсткие несущие винты вертолётов и т. д. В 80-х гг. продолжались (или были начаты) исследования на **Э. л. а.** по *дистанционно-пилотируемым летательным аппаратам и преобразуемым аппаратам, турбовинтовентиляторным двигателям, силовым установкам, использующим солнечную энергию* (см. *Солнечный самолёт*), *адаптивному крылу, крылу обратной стреловидности, крылу с искусственной ламинаризацией пограничного слоя, системам управления нового типа, в том числе системам непосредственного управления подъёмной и боковой силами*, объединённым системам управления ЛА, двигателем и оружием, струйным системам путевого управления вертолётom, системам с передачей команд по волоконно-оптическим каналам, экспертным системам помощи экипажу с использованием искусственного интеллекта, системам речевого управления и др.

*В. П. Шенкин.*

**Рис. 1.** Экспериментальный самолёт Е-266 ОКБ имени А. И. Микояна.

## Рис. 2. Экспериментальный самолет Т-4 ОКБ имени П. О. Сухого.

**Экспериментальный машиностроительный завод** (ЭМЗ) имени В. М. Мясищева. Образован в 1966 в г. Жуковском Московской области на территории бывшей лётно-испытательной и доводочной базы *Опытно-конструкторского бюро № 23*. На заводе разработаны самолёт-носитель ВМ-Т «Атлант» и высотные дозвуковые самолёты «Стратосфера» (М-17) и «Геофизика». Работы по ВМ-Т и М-17 были начаты под руководством В. М. Мясищева, имя которого ЭМЗ носит с 1981. Об указанных самолётах см. в ст. М.

В составе *Научно-производственного объединения «Молния»*, в которое предприятие включено в 1976, на ЭМЗ разработаны кабина экипажа, комплексная система аварийного покидания, система обеспечения жизнедеятельности и терморегулирования орбитального корабля многоразового использования «Буран». На лётно-испытательной базе ЭМЗ осуществлён (НПО «Молния» совместно с ЛИИ) комплекс атмосферных лётных испытаний на аналоге корабля «Буран».

**Эксплуатант воздушного судна** — физическое или юридическое лицо, эксплуатирующее воздушное судно в силу принадлежащего ему права собственности или права оперативного управления и по другим основаниям (например, по договору аренды). В качестве Э. в. с. может выступать также государство или международная организация в случае, когда они непосредственно осуществляют эксплуатацию воздушного судна. Термин «Э. в. с.» используется в национальном законодательстве ряда стран, а также в некоторых международных конвенциях по воздушному праву. В *Римской конвенции 1952* термин «эксплуатант» (в русских и французских текстах) или «оператор» (в английских и испанских текстах) соответствует понятию «владелец источника повышенной опасности» в отечественном гражданском праве.

**Эксплуатационная живучесть авиационных конструкций** — свойство конструкций ЛА обеспечивать безопасность эксплуатации по условиям прочности при частичном или полном разрушении силовых элементов из-за усталостных, коррозионных, случайных повреждений при эксплуатации либо повреждений в процессе производства и ремонта. Конструкция, обладающая Э. ж., называется **безопасно-повреждающейся конструкцией** (БПК). Любые повреждения таких конструкций должны обнаруживаться при очередных регламентированных осмотрах раньше, чем достигнут критических размеров, снижающих остаточную *статическую прочность* и *жёсткость* ниже безопасного уровня. Ресурс парка БПК ограничивается условиями практического равенства нулю вероятности катастрофического разрушения хотя бы одного ЛА в пределах установленного ресурса с учётом обнаружения возможных дефектов при регламентированных осмотрах с помощью дефектоскопического контроля. Ресурс парка БПК может также ограничиваться по соображениям экономической целесообразности проведения ремонтов в течение срока эксплуатации или появления одновременных (многоочаговых) усталостных повреждений (см. *Усталость*) на одном и том же ЛА. При этом парк ЛА эксплуатируется до наработки, при которой появляются осматриваемые усталостные трещины на относительно небольшом числе ЛА. Это обеспечивается назначением понижающего *коэффициента надёжности* — в 1,5—2 раза меньше тех, которые назначаются при выборе безопасного ресурса конструкции, не обладающей свойствами Э. ж. Основные особенности БПК: возможность периодических осмотров (визуальных или приборных) силовых элементов конструкции в процессе эксплуатации; длительность роста усталостных повреждений; остаточная прочность и жёсткость при расчётных повреждениях. Нормативными требованиями устанавливается минимально допустимая остаточная прочность  $P_d$ , которой соответствует максимально допустимый размер трещины  $L_d$ ; определяются минимально обнаруживаемые размеры трещин  $L_n$ , периодичность осмотров конструкции  $T_0$ , равная длительности роста трещин  $\{\{\Delta\}\}T$  от  $L_n$  до  $L_d$ , делённой на  $\{\{\eta_v\}\}$  — коэффициент надёжности, который учитывает рассеяние скоростей роста трещин в конструкционном материале, рассеяние действующих нагрузок, влияние внешней коррозионной среды и т. п. факторы. Важнейшее условие обеспечения Э. ж. — возможность обнаружения трещин. Для удовлетворения этого критерия на этапе проектирования конструкции обеспечивается её доступность для осмотров. При эксплуатации, наряду с визуальными методами осмотров, широко применяются различные методы

*дефектоскопии* (наиболее часто — методы вихревых токов, рентгеновский, ультразвуковой, акустической эмиссии). Требуемые характеристики **Э. ж.** проектируемых ЛА получают в результате выбора соответствующей схемы передачи нагрузки в конструкции; применения материалов с высокими характеристиками; выбора уровней напряжений, которые обеспечивают медленный рост трещин в сочетании с высокой остаточной прочностью; мер, ограничивающих вероятность многоочаговых трещин; компоновки конструктивных элементов, обеспечивающей достаточно высокую вероятность того, что разрушение в любом критическом элементе будет обнаружено раньше, чем его прочность снизится ниже уровня, предусмотренного нормативными требованиями.

Для доказательства **Э. ж.** ЛА, уточнения периодичности и определения трудоёмкости осмотров конструкции при эксплуатации, а также для выбора методов и средств дефектоскопии проводятся так называемые зачётные лабораторные испытания на живучесть наиболее критических зон конструкции. Эти зоны выбираются на основании анализа напряжённого состояния, результатов испытаний на усталость, а также на основании опыта эксплуатации подобных конструкций. В процессе эксплуатации накапливается статистический материал о местах возникновения и размерах обнаруженных трещин. Анализ данных позволяет уточнить регламенты осмотров ЛА.

Впервые нормативные требования к БПК гражданских самолётов были сформулированы в Нормах лётной годности (НЛГ) США в 1956. Они основывались на том, что катастрофическое разрушение или чрезмерные деформации конструкции, которые могут неблагоприятно повлиять на лётные характеристики самолёта, не должны произойти после усталостного разрушения одного из основных конструктивных элементов. В дальнейшем были сформулированы требования к **Э. ж.** гражданских самолётов в НЛГ Великобритании (1959), СССР (1976), приняты ИКАО (1974) и рядом стран. С введением принципа **Э. ж.** ЛА в *Нормы прочности* были начаты экспериментальные и расчётные исследования **Э. ж.** авиационных конструкций. С конца 50-х гг. проводятся эксперименты по определению остаточной прочности конструкций крыльев и герметичных фюзеляжей с различными повреждениями; определяется прочность на разрыв плоских неподкреплённых листов с трещинами; разрабатываются принципы проектирования БПК на основе применения конструкций с несколькими способами передачи усилий и с естественными ограничителями роста трещин. В случаях необходимости предусматриваются также дополнительные ограничители роста трещин, например кольцевые стопперы трещин, устанавливаемые под шпангоутами или между шпангоутами фюзеляжа. В 70-е гг. в расчётах **Э. ж.** начинают применять концепции линейной *механики разрушения*, вводят коэффициент интенсивности напряжений (например, при расчёте подкреплённых панелей со сквозными трещинами, массивных элементов с поверхностными и угловыми трещинами), для определения которого используют аналитические, численные методы и методы конечных элементов. Расчёты длительности роста трещин и остаточной прочности выполняются на основе экспериментально определяемых характеристик скоростей роста трещин и вязкости разрушения конструкционного материала. Для оценки интенсивности появления трещин и скорости их роста на эксплуатируемых конструкциях разрабатываются также статистические методы расчётов скорости роста трещин по данным осмотров самолётных конструкций в процессе эксплуатации. В 80-е гг. проводилось обобщение данных по разрушению конструкций ЛА при натуральных испытаниях и эксплуатации, что позволяло уточнить требования к **Э. ж.** ЛА. Наряду с этим разрабатываются требования по обеспечению **Э. ж.** ЛА в условиях многоочаговых повреждений, способных привести к общему разрушению конструкции. Программы осмотров ЛА в процессе эксплуатации разрабатываются с учётом требований к скоростям роста трещин в конструкциях. С этой целью производятся экспериментальные исследования закономерностей роста трещин. Определяется влияние различных факторов на скорость роста трещин в конструкционных материалах (влияние чистоты и технологии производства материалов, внешней коррозионной среды и т. д.). Разрабатываются методы расчёта скоростей роста трещин при случайных переменных нагрузках. Создаются нелинейные модели интегрирования скоростей роста трещин, учитывающие эффекты взаимодействия нагрузок различной амплитуды. Для проведения расчётов скорости роста трещин

на стадии предварительного проектирования ЛА разрабатываются стандартизованные программы нестационарного нагружения авиационных конструкций. С использованием этих программ ведётся экспериментальное изучение влияния изменений спектра нагрузок на скорость роста трещин в различных конструкционных материалах. Разрабатываются требования к скоростям роста трещин и вязкости разрушения конструкционных материалов, применяемых в авиастроении. Продолжают совершенствоваться методы зачётных испытаний, в частности, испытания на **Э. ж.** натуральных конструкций в лабораторных условиях. Разрабатываются специальные программы осмотров при эксплуатации самолётов всех типов.

*Г. И. Нестеренко.*

**Эксплуатационная максимальная нагрузка** — ожидаемое максимальное значение внешних нагрузок (*перегрузок*), возникающих в реальных условиях эксплуатации ЛА. Внешние нагрузки, близкие по значению к **Э. м. н.**, возникают весьма редко — в среднем один раз за всё время эксплуатации ЛА. **Э. м. н.** и способы её определения приводятся в *Нормах прочности* для каждого расчётного случая.

**Эксплуатационная перегрузка** — наибольшее  $n^{\circ}_{\text{ymax}}$  и наименьшее  $n^{\circ}_{\text{ymin}}$  допустимые по прочности конструкции значения нормальной *перегрузки*  $n_y$ . Значение **Э. п.** определяется на основании *Норм прочности* для различных расчётных случаев, например для манёвра, полёта при болтанке. По значению  $n^{\circ}_{\text{ymax}}$  различают классы самолётов и вертолетов неманёврные, ограниченно манёврные, манёврные. **Э. п.** зависит также от *конфигурации* самолёта, его массы, режима полёта. Например, для тяжёлых гражданских самолётов при убранной механизации крыла на манёвре  $n^{\circ}_{\text{ymax}} = 2,5$ ,  $n^{\circ}_{\text{ymin}} = -1$ , а при выпущенных щитках-закрылках  $n^{\circ}_{\text{ymax}} = 2$ ,  $n^{\circ}_{\text{ymin}} = 0$ , тогда как для некоторых спортивно-пилотажных самолётов  $n^{\circ}_{\text{ymin}} = -8$ ,  $n^{\circ}_{\text{ymax}} = 10$ .

**Эксплуатационная технологичность летательного аппарата** — совокупность конструктивно-технических свойств ЛА, определяющая его приспособленность к техническому обслуживанию (ТО) в реальных условиях эксплуатации. В качестве количественных показателей оценки **Э. т.** обычно принимаются продолжительность и трудоёмкость выполнения работ по штатному ТО, замене блоков и агрегатов бортовых систем и т. п. Необходимый уровень **Э. т.** достигается сокращением объемов работ по плановому ТО и частоты их проведения (путём повышения надёжности авиационной техники), обеспечением удобных подходов к блокам и агрегатам, широким применением стандартизованных и унифицированных изделий на борту ЛА и т. д.

**Эксплуатационные испытания летательного аппарата** проводятся для всесторонней оценки эксплуатационных данных ЛА и средств его наземного обслуживания, выявления особенностей применения с ВПП, имеющих различные покрытия, в неодинаковых климатических, погодных и временных условиях, а также оценки надёжности и ремонтпригодности, определения технико-экономических показателей (регламента технического обслуживания, штатной численности обслуживающего персонала, уточнения комплектов запасных инструментов и принадлежностей). В процессе **Э. и.** уточняются руководства по лётной и наземной эксплуатации, другая эксплуатационно-техническая документация, отрабатываются наиболее рациональные методология и тактика применения ЛА исходя из его назначения и обеспечения безопасности полётов. **Э. и.** проводятся эксплуатирующими организациями при научно-методическом руководстве заказчика.

*Лит.:* см. при ст. *Государственные испытания.*

**Эксплуатация авиационной техники** — совокупность процессов использования авиационной техники, поддержания и восстановления её качества на всех этапах её существования (применение и ожидание применения по назначению, транспортирование, хранение, техническое обслуживание, ремонт).

Различают лётную и техническую Э. а. т. Лётная Э. а. т. представляет собой совокупность процессов управления ЛА и его системами на всех этапах полёта. Техническая Э. а. т. как совокупность процессов поддержания и восстановления исправности или только работоспособности авиационной техники, в том числе и в полёте, включает лётно-техническую эксплуатацию, техническое обслуживание и ремонт. Лётно-техническая Э. а. т. заключается в выборе и поддержании наивыгоднейших режимов работы авиационной техники в полёте и на земле, а также в поддержании и восстановлении её работоспособности в полёте. Техническое обслуживание обеспечивает исправность авиационной техники и готовность ЛА к полётам, а ремонт — восстановление исправности авиационной техники.

Применяются три вида технической Э. а. т., каждый из которых реализует определённый принцип обеспечения безопасности полётов. При технической Э. а. т. до выработки ресурса безопасность полётов обеспечивается путём установления ресурсов и сроков службы авиационной техники до первого ремонта и межремонтного, в пределах которых обеспечивается с высокой вероятностью безотказность изделий. Объём и периодичность операций технического обслуживания и ремонта устанавливаются в зависимости от наработки и являются едиными для всего парка изделий. При технической Э. а. т. до предотказного состояния безопасность полётов обеспечивается путём своевременного обнаружения и устранения неисправностей изделий до наступления отказа. В этом случае изделия эксплуатируются без ограничения ресурсов и сроков службы до первого ремонта и межремонтного, но с проведением непрерывного или периодического контроля технического состояния каждого изделия или системы в полёте или при техническом обслуживании. Достижение установленного для каждого типа изделий предотказного значения определяющего технического состояния параметра (совокупности параметров) означает неисправное состояние изделия и указывает на необходимость его замены или ремонта. При технической Э. а. т. до безопасного отказа безопасность полётов обеспечивается путём использования заложенного в конструкции функционального и структурного резервирования изделий, которое позволяет сохранить работоспособность функциональной системы ЛА при отказе отдельных её элементов. Каждое изделие эксплуатируется до отказа без ограничения ресурсов и сроков службы до первого ремонта и межремонтного. Работы по техническому обслуживанию изделия сводятся к обнаружению отказов и устранению их последствий.

Техническая Э. а. т. без ограничения ресурсов и сроков службы авиационной техники до первого ремонта и межремонтного (до предотказного состояния и безопасного отказа) называется технической Э. а. т. по состоянию. Применение методов технической эксплуатации по состоянию и до отказа снижает эксплуатационные расходы на содержание авиационной техники на 20—25%.

Ниже рассматриваются особенности эксплуатации планёра ЛА, его двигателей и бортового оборудования.

**Эксплуатация планёра и двигателей** ЛА начинается после их изготовления и заканчивается в момент списания. В эксплуатации различают следующие элементы: 1) работа на различных эксплуатационных режимах в полёте и на земле. В налёт планёра входит время от начала разбега ЛА на взлёте до окончания пробега при посадке. Продолжительность работы двигателя учитывается от начала его запуска до выключения. Суммарная продолжительность работы двигателей и продолжительность их работы на предельных (форсажных и максимальном) режимах регистрируются специальными счётчиками наработки, устанавливаемыми на борту ЛА. Основные параметры и режимы работы ЛА фиксируются в накопителях информации бортовых устройств регистрации; 2) подготовка к полётам. Различают предполётную, послеполётную и предварительную подготовку; 3) регламентные работы, в процессе которых осуществляется углублённый контроль технического состояния наиболее нагруженных узлов и деталей планёра и двигателей, производится замена отдельных элементов, выработавших свой ресурс (в некоторых случаях — замена рабочих жидкостей в системах), проверка и регулирование (при необходимости) контролируемых в эксплуатации параметров и контрольно-поверочной аппаратуры; 4) периодический и целевой контроль технического состояния отдельных узлов и деталей,

выполняемый по технологиям, изложенным в технических распоряжениях и бюллетенях; 5) восстановление планёра и двигателей в эксплуатирующих организациях после возникновения и выявления отказов и неисправностей, эксплуатационных и боевых повреждений путём мелкого, частичного и среднего ремонта, а также заменой отдельных модулей. В продолжительность эксплуатации не входит время на капитальный ремонт на заводе-изготовителе или на ремонтном заводе.

Продолжительность эксплуатации планёра и двигателей ограничивается *ресурсом* или календарным сроком службы.

Под **эксплуатацией бортового оборудования** (БО) понимается использование его по назначению при подготовке к полёту и непосредственно в полёте. Все мероприятия по техническому обслуживанию БО можно разделить на 3 группы: а) контроль технического состояния; б) профилактическое обслуживание; в) текущее техническое обслуживание (ремонт). Контроль технического состояния сводится к сопоставлению измеренных значений параметров конкретного БО с их номинальными значениями (допусками). Профилактическое обслуживание — комплекс мероприятий, направленных на поддержание БО в исправном состоянии, предупреждение отказов при работе и продление ресурса. Текущее техническое обслуживание (ремонт) осуществляют с целью устранения возникших в аппаратуре (оборудовании), неисправностей и продления её ресурса. Ремонт подразделяется на текущий и восстановительный.

К эксплуатационным свойствам БО относятся показатели безотказности его работы, приспособленность к техническому обслуживанию и ремонту и т. п. Для количественной оценки эксплуатационных свойств применяют различные критерии: наработка на отказ (или вероятность безотказной работы), среднее время восстановления, объём профилактики и др.

Организация **Э. а. т.** состоит из мероприятий по подготовке квалифицированных кадров, снабжению запасными частями и расходными материалами, по планированию эксплуатации, а также по сбору и обобщению результатов **Э. а. т.** Правила **Э. а. т.** в полёте и на земле изложены в *документации эксплуатационной*.

*Лит.:* Барзилович Е. Ю., Воскобоев В. Ф., Эксплуатация авиационных систем по состоянию, М., 1981; Володко А. М., Основы летной эксплуатации вертолетов, М., 1986.

*В. Е. Квитка, К. Л. Супонько, А. Д. Филиппов.*

**Экстренное снижение** — быстрое уменьшение экипажем самолёта высоты крейсерского полёта в связи с внезапным резким падением давления в кабине (*разгерметизацией кабины*), в случае пожара и т. п.

**Э. с.** выполняется с максимально возможной вертикальной скоростью, которая достигается увеличением скорости полёта и угла наклона траектории; при этом скорость полёта не должна превышать предельно допустимую, установленную Руководством по лётной эксплуатации. Полёт в режиме **Э. с.** должен удовлетворять всем требованиям безопасности полёта, характеристикам управляемости, устойчивости самолёта и прочности конструкции во всём эксплуатационном диапазоне масс и центровок при *конфигурации* самолёта, соответствующей условиям **Э. с.**

Время **Э. с.** определяется как интервал между моментом начала подготовки экипажа к **Э. с.** и моментом достижения самолётом высоты 4000 м. Конструкция самолёта должна обеспечивать возможность **Э. с.** с крейсерской высоты до высоты 4000 м не более чем за 3,5 мин.

**«Эл Ал»** (El Al Israel Airlines) — авиакомпания Израиля. Осуществляет перевозки в страны Западной Европы, Ближнего Востока, Африки, а также в США и Канаду. Основана в 1949. В 1989 перевезла 1,8 млн. пассажиров, *пассажирооборот* 7,72 млрд. п.-км. Авиационный парк — 20 самолётов.

**Элевоны** [от лат. elevator — поднимающий и (*элер*)он] — аэродинамические органы управления и балансировки самолёта, сочетающие в себе функции руля высоты и элеронов (отсюда название). Располагаются вдоль задней кромки крыла (см. рис.) и используются, как правило, на самолётах аэродинамических схем «бесхвостка» и «утка». Э. при отклонении на правой и левой консолях крыла на одинаковые углы и в одну сторону работают как орган управления продольным движением и продольной балансировки, при отклонении справа и слева на равные углы, но в противоположные стороны выполняют функции органа управления креном, отклонением правого и левого Э. на разные углы управляют одновременно продольным и боковым движением. Обычно Э. делят на секции.

Упругая деформация конструкции крыла приводит к уменьшению эффективности Э. как органов продольного, так и поперечного управления (см. *Эффективность органов управления*). При этом скоростной напор реверса Э. как органов продольного управления и как органов поперечного управления в общем случае имеет разное значение. Конструкция Э. во многом сходна с конструкцией крыла.

## Элевоны

**Электризация летательного аппарата** — процесс накопления положительного или отрицательного электростатического заряда на корпусе или элементах конструкции ЛА в полёте, а также на земле при заправке топливом. Происходит Э. из-за токов, возникающих в результате трения летящего ЛА о воздух и находящиеся в нём частицы (капли воды, снег, песок), а также вследствие уноса заряженных частиц газа, возникающих из-за термической ионизации, струей двигателя. Электрический заряд на ЛА, появляющийся в результате Э. в полёте, зависит от физических характеристик атмосферы, материала и состояния поверхности ЛА, режимов полёта и работы двигателя. Разность потенциалов между ЛА и окружающей средой может достигать 1—1,5 МВ. Э. является причиной возникновения коронного разряда на острых и выступающих элементах конструкции, искрения в местах с переменным электрическим контактом и в полых объёмах. Вследствие разряда и искрения могут создаваться широкополосные помехи, нарушающие работу радиосистем, возникать пожароопасные ситуации в топливных баках и трубопроводах. Э. может явиться причиной поражения током людей, касающихся ЛА после полёта до его заземления, а также при монтаже конструкций или спасательных работах, выполняемых с помощью вертолётчиков. Наиболее распространённый вид борьбы с Э. — установка пассивных электростатических разрядников в местах с хорошим обдувом потоком воздуха и наибольшей плотностью поверхностного заряда, стимулирующих беспомеховое стекание заряда. Место установки и число разрядников определяются при моделировании распределения заряда по ЛА. Менее распространены активные разрядники, управляющие током разряда при помощи вспомогательных источников напряжения или эмиттирующие потоки заряженных частиц со знаком, противоположным знаку заряда ЛА. Одним из способов уменьшения Э. является использование малоэлектризуемых покрытий ЛА и его элементов.

Ю. М. Чудный.

**Электрическая система зажигания в ГТД** — составная часть электрооборудования ГТД, предназначенная для воспламенения топливно-воздушной смеси в его основной и форсажной камерах сгорания. По функциональному назначению Э. с. з. являются пусковыми, поскольку с их помощью обеспечивается запуск двигателя в наземных и при необходимости в лётных условиях. В комплект Э. с. з. входят: блок зажигания, свечи зажигания, высоковольтные провода с контактными устройствами, встроенные датчики контроля работы системы.

Э. с. з. современных ГТД классифицируют по типу разряда между электродами свечей (индуктивные или ёмкостные); по уровню разности потенциалов между электродами свечей (высоко- или низковольтные); по типу используемых свечей (с разрядом в воздушном промежутке между электродами так называемых искровых свечей или с разрядом вдоль поверхности твёрдого тела, разделяющего электроды). В последнем случае различают свечи с полупроводниковыми

объёмными элементами и свечи с изоляторами, на поверхности которых при разряде образуется полупроводящий слой эрозированного материала электродов. Встречаются также Э. с. з. с различными комбинациями указанных признаков. Наиболее совершенными, но и наиболее сложными по устройству являются низковольтные Э. с. з. с ёмкостным разрядом между электродами свечей с объёмным полупроводниковым элементом. Такие Э. с. з. по массе и габаритам значительно превосходят системы другого типа, но это в ряде случаев оправдывается существенным повышением воспламеняющей способности создаваемых ими мощных разрядов и соответственно расширением диапазона надёжного запуска двигателя в тяжёлых условиях эксплуатации.

*В. М. Смушкович.*

**Электродистанционная система управления** (ЭДСУ) — система управления ЛА, в которой передача управляющих команд осуществляется в основном по электрическим линиям связи. Отказ от чисто механической *проводки управления* и необходимость перехода к ЭДСУ обусловлены внедрением автоматики в контур ручного (штурвального) управления ЛА. Автоматизация *штурвального управления* позволяет обеспечить не только оптимальные характеристики *управляемости и устойчивости* ЛА, но и заметно улучшить их лётно-технические характеристики за счёт использования аэродинамических схем с малым запасом продольной устойчивости или статически неустойчивых аэродинамических компоновок (см. *Степень устойчивости*) на дозвуковых скоростях полёта, что даёт возможность, например, уменьшить площадь стабилизирующих и управляющих поверхностей (то есть уменьшить массу ЛА), повысить *аэродинамическое качество* ЛА путём более рационального распределения аэродинамических сил между крылом и управляющей поверхностью, а также снизить нагрузки на конструкцию. При наличии аэродинамической неустойчивости ЛА рулевые поверхности требуется отклонять главным образом по сигналам контура автоматики. В этих условиях переход на дистанционную (проводную) систему связей *рычагов управления* в кабине лётчика и вычислительных устройств контура автоматики с исполнительными приводами является наиболее естественным и рациональным решением в компоновке системы управления.

Типичная структура ЭДСУ имеет следующие основные элементы: датчики перемещений рычагов управления в кабине лётчика (в некоторых случаях — датчики усилий); датчики параметров движения ЛА (в первую очередь датчики угловых скоростей *тангажа, крена и рыскания*, датчики нормальной и боковой *перегрузок*, датчики *угла атаки* и *угла скольжения*); вычислительное устройство. В зависимости от возможностей вычислительных устройств контуров автоматики в ЭДСУ может также использоваться информация об углах тангажа и крена. Для регулировки коэффициента усиления цепей ЭДСУ в систему вводятся данные о *скоростном напоре*, высоте полёта, *Маха числе* и скорости полёта. В качестве вычислителей сложных многофункциональных систем управления используются цифровые вычислительные устройства, в которых реализуются требуемые законы управления.

К ЭДСУ предъявляются высокие требования по их надёжности, поскольку выход таких систем из строя приводит к потере устойчивости и управляемости ЛА, то есть к катастрофическим последствиям. Высокий уровень надёжности таких систем в целом достигается *резервированием* основных подканалов и элементов ЭДСУ. На практике используется 3- или 4-кратное резервирование и устанавливается специальная система встроенного контроля, которая в процессе всего полёта сравнивает сигналы всех подканалов ЭДСУ и выдаёт команду на отключение неисправного. При проектировании ЭДСУ должны также приниматься меры к обнаружению так называемых пассивных отказов (с некоторого момента сигнал в одном из подканалов не меняется), поскольку в режиме длительного установившегося полёта, когда сигналы в системе почти постоянны по значению, может (в пределах установленного порога срабатывания системы встроенного контроля) происходить последовательное накопление таких пассивных отказов без их обнаружения, и в момент начала энергичного манёвра мажоритарный принцип выделения неисправного канала приведёт к отключению исправной части системы. В случае необходимости

могут применяться контроль и локализация отказов на определённых участках ЭДСУ, что позволяет сохранить исходный уровень резервирования на других участках ЭДСУ.

В ЭДСУ каждый подканал должен иметь автономное электропитание. Не допускается перерыв в питании при выходе из строя одного из источников питания.

Для повышения живучести ЭДСУ (надёжности при внешних воздействиях) необходимо по возможности рассредоточить элементы подканалов ЭДСУ и линий связи по ЛА с тем, чтобы механические или другие повреждения или воздействие в одном месте на ЛА не приводили к общему отказу ЭДСУ.

Важной характеристикой ЭДСУ является её помехозащищённость. Влияние работающих бортовых систем и внешних электромагнитных воздействий на сигналы ЭДСУ должно приводить лишь к малым искажениям, не отражающимся на направленности её работы, и не должно приводить к появлению сигналов о ложных отказах. Для повышения помехозащищённости применяются, например, волоконно-оптические линии связи.

В практике отечественного самолётостроения ЭДСУ стали исследоваться в полёте на летающих лабораториях (Лётно-исследовательский институт) и на опытных самолётах конструкции В. М. Мясищева в конце 50-х гг. В конце 60-х гг. резервированная ЭДСУ по одному из каналов управления была установлена на серийном самолёте конструкции П. О. Сухого. Трёхкратно резервированные ЭДСУ с одновременно действующей механической проводкой управления установлены на пассажирских самолётах Ил-86 и Ту-154. Интенсивное внедрение ЭДСУ в нашей стране и за рубежом началось в 70-е гг.: в США создан истребитель Джеренал дайнемикс F-16 с четырёхкратно резервированной ЭДСУ по всем каналам; на самолёте Макдоннелл-Дуглас F/A-18 установлена трёхкратно резервированная цифровая ЭДСУ, но сохранена резервная механическая система управления; самолёт Дассо-Бреге «Мираж» 2000 (Франция) имеет ЭДСУ по всем каналам. В 80-е гг. практически все вновь созданные самолёты, в том числе и пассажирские, оснащены ЭДСУ по всем каналам.

*Лит.:* Елисеев А. А., Оводенко А. А., Яковлев В. Н., Электронные устройства управления летательными аппаратами, М., 1987.

*Г. И. Загайнов.*

**Электромагнитная совместимость радиоэлектронного оборудования** — способность радиоэлектронного оборудования ЛА работать с требуемым качеством при воздействии на него непреднамеренных помех и не создавать недопустимых помех другим радиоэлектронным средствам. Возникновение проблемы обеспечения Э. с. обусловлено сосредоточением на борту ЛА большого числа устройств, излучающих электромагнитную энергию и восприимчивых к ней. Проникновение помех может происходить через антенны, по проводам и непосредственно через корпуса электронных блоков. Обеспечение Э. с. производится, как правило, соблюдением установленной технологии при проектировании и размещении оборудования и соблюдением нормирующих требований. К техническим мерам обеспечения Э. с. относятся: экранирование, разнос взаимно мешающих средств, установка электрических и пространственных фильтров, применение радиопоглощающих материалов. Широко используются устройства (в том числе и ЭВМ), управляющие режимами работы оборудования в целях обеспечения Э. с.

*Лит.:* Электромагнитная совместимость радиоэлектронных средств и непреднамеренные помехи, пер. с англ., М., 1977.

**Электромагнитные явления в аэродинамике** — процессы, связанные с ионизацией газа около ЛА, в силовых установках и экспериментальном оборудовании. Учёту различных классов Э. я. посвящены специальные разделы аэрогидродинамики. Изучение движения униполярно заряженных сплошных сред в электрическом поле является предметом **электрогазодинамики**, а

исследование движения электропроводных квазинейтральных сплошных сред в электромагнитных полях — предметом магнитогидродинамики.

Пондеромоторные силы, обусловленные взаимодействием электропроводной среды с приложенным магнитным полем, изменяют её течение. Примером такой среды является частично ионизованный газ около летящих с гиперзвуковой скоростью ЛА, процессами обтекания которых в принципе можно управлять магнитогидродинамическими методами; однако для этого необходимы очень сильные магнитные поля. Э. я. используются в плазматронах, плазменных и ионных РД и т. п., где предварительно ионизованное рабочее тело разгоняется электромагнитным полем. К Э. я. относится также *радиационный тепловой поток*.

Лит.: Бай Ши-и, Магнитная газодинамика и динамика плазмы, пер. с англ., М., 1964; Рубашов И. Б., Бортников Ю. С., Электрогазодинамика, М., 1971.

В. С. Галкин.

**Электро моделирование** в аэро- и гидродинамике — изучение движения жидкости или газа методом **электрогидродинамической аналогии**. Метод основан на том, что при определённых условиях уравнения, описывающие стационарное распределение электрического потенциала  $V$  в проводящей среде, математически тождественны уравнениям, описывающим поведение *функции тока*  $\{\{\psi\}\}$  или *потенциала скорости*  $\{\{\phi\}\}$  в поле течения. Э. применяется при исследовании движения как идеальной, так и вязкой жидкости.

Наиболее просто осуществляется Э. плоского *безвихревого течения* идеальной несжимаемой жидкости. В этом случае поведение  $\{\{\psi\}\}$  и  $\{\{\phi\}\}$  в поле течения и  $V$  в проводящей области определяется уравнением Лапласа. *Поле течения* имитируется проводящим листовым материалом постоянной толщины обычно в виде прямоугольника (см. рис.); размеры области выбираются так, чтобы на её границах практически затухали возмущения, вносимые профилем в поток. В центре области устанавливается модель, геометрически подобная исследуемому профилю (телу) и изготовленная из материала с другими электрическими свойствами. Для удовлетворения граничному условию непротекания на поверхности тела при Э. поведения  $\{\{\psi\}\}$  модель изготавливается из материала с более высокой электрической проводимостью (медь, алюминий), чем листовой материал, а при Э. поведения  $\{\{\phi\}\}$  — из диэлектрика. При изучении безциркуляционного обтекания измеряется поле  $V$ , образующееся под действием приложенной разности потенциалов  $\{\{\Delta\}\}V$ . При Э. циркуляционного обтекания необходимо с делителя напряжения подать на модель потенциал, значение которого подбирается так, чтобы удовлетворить *Чаплыгина — Жуковского условию*. В этом состоянии проводятся измерения поля  $V$  и силы тока, которая пропорциональна *циркуляции скорости*. В сходственных точках имеет место равенство соответствующим образом обезразмеренных и нормированных функций  $\{\{\bar{V}\}\}$  и  $\{\{\bar{\psi}\}\}$  (или  $\{\{\bar{\phi}\}\}$ ). Результаты измерений в виде изолиний  $\{\{\psi\}\} = \text{const}$  дают представление о картине течения, а вычисленные по этим данным производные определяют изменение компонентов вектора скорости в поле течения; по найденному полю скорости определяются *аэродинамические характеристики* исследуемого профиля.

В. А. Башкин.

Электро моделирование функции тока  $\{\{\psi\}\}$  (а) и потенциала скорости  $\{\{\phi\}\}$  (б) при бесциркуляционном обтекании профиля потоком идеальной несжимаемой жидкости: 1 — имитатор поля течения; 2 — электрошины; 3 — источник питания; 4 — модель профиля.

**Электрооборудование бортовое** — электротехнические устройства ЛА для получения, распределения и использования электроэнергии. Основная часть Э. — система *электроснабжения* ЛА, предназначенная для получения и распределения электроэнергии. Электротехнические устройства, использующие электроэнергию, входят в состав различных бортовых систем и оборудования, силовой установки и т. д.

Наиболее часто в электрифицированных системах используются электромеханизмы, электрические клапаны и коммутационная аппаратура. Электромеханизмы в общем случае состоят из электродвигателя постоянного или переменного тока, редуктора и управляющих устройств. Они широко применяются в системе управления ЛА, в топливной системе для привода насосов. Электрические клапаны устанавливаются в гидравлических (пневматических) системах и состоят из электромагнита и исполнительного органа (золотник, задвижка и т. п.). Коммутационная аппаратура включает электромагнитное реле, контакторы, выключатели, переключатели, концевые выключатели. Управляющие обмотки реле и контакторов рассчитываются, как правило, на питание постоянным током напряжением 27 В. В зависимости от количества коммутируемых цепей контакторы разделяются на одноцепевые и трёхцепевые.

К Э. силовой установки ЛА относятся электротехнические устройства, обслуживающие как маршевые двигатели, так и двигатели вспомогательных силовых установок (ВСУ). Основные потребители электроэнергии в комплексе таких устройств — автономные электростартеры или стартер-генераторы, работающие в режиме электродвигателей при запуске маршевых ГТД, а также специальные стартер-генераторы, используемые для запуска ГТД ВСУ. В комплект Э. силовой установки входят также агрегаты *электрической системы зажигания* маршевых ГТД и ГТД ВСУ, панели управления стартер-генераторами и агрегаты управления расходом топлива, устройства противообледенительных систем ГТД и воздухозаборников и т. п.

**Электроснабжение летательного аппарата** — обеспечение электропитанием потребителей, установленных на борту ЛА. Система Э. состоит из системы генерирования (СГ) и системы распределения (СР) электроэнергии. СГ — совокупность источников или преобразователей электроэнергии (генераторов, преобразовательных установок рода тока и напряжения, аккумуляторов), устройств стабилизации напряжений и частот тока, устройств параллельной работы, защиты, управления и контроля, которые обеспечивают выработку электроэнергии и поддержание её характеристик в заданных пределах в точках регулирования при всех режимах работы системы. СР — совокупность устройств, передающих электроэнергию от СГ к распределительным устройствам (РУ) и от РУ к потребителям. СР обеспечивает выполнение необходимых коммутаций, резервирование электропитания потребителей и защиту силовых проводов от коротких замыканий и недопустимых перегрузок.

Системы Э. могут быть первичными и вторичными. Первичной называется система, генераторы которой приводятся во вращение маршевыми двигателями самолёта, редуктором несущего винта вертолёта или вспомогательной силовой установкой. Вторичной называется система, питаемая преобразующими устройствами от первичной. На ЛА обычно используется первичная система переменного трёхфазного тока стабильной частоты 400 Гц с номинальным напряжением 220/115 В. Вторичной является система постоянного тока с напряжением 27 В. Иногда на лёгких самолётах система постоянного тока используется в качестве первичной. Применяются первичные системы переменного тока нестабильной частоты. В этом случае вторичными являются системы переменного тока стабильной частоты и постоянного тока.

Источниками энергии в первичной системе переменного тока являются электромашинные генераторы. Генератор снабжается регуляторами напряжения, частоты и устройствами управления и защиты. Иногда предусматриваются устройства для параллельной работы генераторов. Источниками энергии во вторичной системе являются выпрямительные устройства, состоящие из трансформатора, выпрямителя и фильтра. Для аварийного электропитания используются аккумуляторные батареи. Аварийными источниками переменного тока являются *статические преобразователи*. Иногда в качестве аварийных источников используются генераторы с приводом от гидродвигателя или ветродвигателя, который в случае необходимости выпускается в поток воздуха.

Генераторы первичной системы присоединяются к центральному РУ. Линии питающей сети связывают центральное РУ с другими РУ. К шинам РУ присоединяются линии электропитания

потребителей. Линии питающей сети и потребителей защищаются от коротких замыканий плавкими предохранителями или автоматическими выключателями. Для обеспечения надёжности и живучести системы Э. отечественных самолётов имеют не менее двух отдельных каналов.

*Лит.:* Электроснабжение летательных аппаратов, под ред. Н. Т. Коробана, М., 1975; Брускин Д. Э., Синдеев И. М., Электроснабжение летательных аппаратов, М., 1988.

В. П. Щелкин.

**Элероны** (франц. aileron, уменьшительное от aile — крыло) — аэродинамические органы управления движением крена. Э. представляют собой подвижные части крыла, располагаемые обычно в его концевых частях (рис. 1) и отклоняемые одновременно в противоположные стороны. Отклонение Э. в противоположные стороны приводит к тому, что приращения подъёмной силы на правой и левой половинах крыла направлены в противоположные стороны, в результате чего возникает аэродинамический момент, вращающий ЛА в сторону поднятого Э. Эффективность Э. (см. *Эффективность органов управления*) зависит от их относительного размаха и хорды, угла стреловидности по оси вращения и при переходе от до- к сверхзвуковым скоростям уменьшается. На эффективность Э. существенное влияние оказывают упругие деформации крыла, которые нарастают с увеличением *скоростного напора*, и при достижении скоростного напора *реверса* Э. становятся неэффективными. Помимо эффективности важной характеристикой Э. является *шарнирный момент*, для уменьшения которого применяются различные виды *компенсаций*. Для увеличения подъёмной силы крыла на взлёте и посадке используют одновременное отклонение Э. на положительные углы (так называемые «*зависающие*» Э.).

По виду в поперечном сечении различают нормальные, щелевые и подвесные Э. (рис. 2). Конструкция Э. сходна с конструкцией крыла.

В. Г. Микеладзе.

**Рис. 1.** Элероны на крыле самолёта: 1 — левый; 2 — правый.

**Рис. 2.** Нормальный (а), щелевой (б) и подвесной (в) элероны.

**Эллинг** (от голл. helling) — сооружение для постройки, ремонта, технического обслуживания и хранения *дирижаблей* и др. аэростатических ЛА. Строительство и совершенствование Э. шло одновременно с развитием дирижаблей, изменением их размеров, типа конструкции и методов технического обслуживания и эксплуатации.

По конструкции Э. подразделяются на поворотные, неподвижные и сборно-разборные, а по применённым материалам — на деревянные, металлические и железобетонные. В зависимости от назначения различают Э. для производства дирижаблей (Э.-верфь) и Э. для ремонта, технического обслуживания и хранения дирижаблей (эксплуатационный Э.).

Для эксплуатационного Э., где операции по вводу и выводу дирижаблей производятся значительно чаще, чем в Э.-верфи, необходимо обеспечить безопасное выполнение этих операций — по возможности уменьшить воздействие на корпус дирижабля бокового ветра и завихрений воздуха. Наименьшее вихреобразование происходит при параболической форме поперечного сечения Э. Поскольку наиболее безопасным способом является ввод дирижабля в Э. против ветра, неподвижные Э. строятся так, чтобы продольная ось их была расположена в направлении господствующего ветра, а ворота устраиваются с обоих торцов Э. Кроме одноместных строились также и двухместные Э. Для ввода дирижаблей в Э. и вывода из него применяются моторизованные причальные *мачты* и особые подвижные удерживающие устройства. Для больших дирижаблей на предэллинговых площадках и в Э. монтировались рельсовые пути. В основном при сооружении Э. применяются металлические конструкции. В г. Акрон (США) в 1929 был построен самый большой Э. металлической конструкции (рис. 1), рассчитанный на

размещение дирижабля объёмом 400—425 тыс. м<sup>3</sup> (самый большой из построенных дирижаблей имел объём 240 тыс. м<sup>3</sup>). Для оперативных перемещений и быстрой передислокации парка дирижаблей небольшого объема могут применяться сборно-разборные или переносные Э.

В 50—80-х гг. дирижаблей объёмом 5—6 тыс. м<sup>3</sup> строились одиночные и двоянные металлические Э. (рис. 2).

*Е. М. Милославский.*

**Рис. 1.** Эллинг в г. Акрон (США): 1 — окна; 2 — вентиляторы; 3 — площадь, предназначенная для мастерских; 4 — хранилище для газа (гелия); 5 — насосная; 6 — здание для управления воротами; 7 — причалочные рельсовые пути; 8 — ворота; 9 — тоннель.

**Рис. 2.** Двоянный эллинг для дирижаблей объёмом 5—6 тыс. м<sup>3</sup>, построенный в Великобритании в 80-х гг.

**«Эльфауге»** — распространённое в отечественной литературе название самолётов, строившихся в Германии Компанией воздушных сообщений (Luft Verkehrs Gesellschaft). Название «Э.» соответствует русскому произношению сокращённого наименования этой компании (LVG). С 1912 компания выпускала самолёты по образцам, а в годы 1-й мировой войны производила в больших количествах свои двухместные бипланы (разведчики и бомбардировщики) серии «С». На самолётах «Э.» советские лётчики в 1919—21 выполнили ряд дальних *перелётов*.

**«Эмбраэр»** (Empresa Brasileira de Aeronautica S. A. — Embraer) — авиастроительная фирма Бразилии. Основана в 1969. Создала ряд турбовинтовых самолётов, получивших признание на международном рынке. В их числе: лёгкие многоцелевые самолёты гражданского и военного применения ЕМВ-110 «Бандейранте» (продолжение работ государственного завода, первый полет прототипа в 1968) и ЕМВ-121 «Шингу» (1976), учебно-тренировочный самолёт ЕМВ-312 «Тукано» (1980), 30-местный пассажирский самолет для коротких авиалиний ЕМВ-120 «Бразилия» (1983, см. рис. 1). В 1971—82 выпускала по итальянской лицензии реактивный учебно-боевой самолёт Аэрмакки МВ. 326 под обозначением ЕМВ. 326 «Аванте» (в том числе на экспорт), в 1974 было начато производство лёгких самолётов американской фирмы «Пайпер». Совместно разработала лёгкий реактивный истребитель-бомбардировщик АМХ (первый полет самолёта бразильской постройки в 1985), совместно с аргентинской фирмой — пассажирский самолёт СВА-123 «Вектор» (1990, см. рис. 2). К концу 1989 «Э.» выпустила в общей сложности свыше 4000 самолётов. С 1980 филиалом «Э.» стала фирма «Нейва» (Industria Aeronautica Neiva SA), ведущая производство лёгких самолётов.

**Рис. 1.** Пассажирский самолёт ЕМВ-120 «Бразилия».

**Рис. 2.** Пассажирский самолёт СВА-123 «Вектор».

**Эмиссия вредных веществ** (от лат. emissio — выпуск) — выброс в атмосферу с отработавшими газами авиационных двигателей прямых и побочных продуктов сгорания топлива, которые могут быть причиной нежелательного воздействия ЛА на окружающую среду. Эмиссия оксида углерода СО, несгоревших углеводородов С<sub>n</sub>Н<sub>m</sub> и частиц углерода (сажи) — результат неполного сгорания топлива в двигателе. Эмиссия оксидов азота NO<sub>x</sub> — следствие высокой температуры в зоне горения топлива, при которой становится возможным окисление содержащегося в воздухе азота. Количественно Э. в. в. характеризуется индексами эмиссии отдельных компонентов (число граммов компонента на 1 кг израсходованного топлива). Индексы СО и С<sub>n</sub>Н<sub>m</sub> тем больше, чем ниже температура и давление в камере сгорания. Они максимальны при рулении самолёта в аэропорту, при взлёте достигают минимума и остаются близкими к минимуму во всех полётных фазах. Для NO<sub>x</sub> закономерность обратная — индекс максимален при взлёте. Снижение эмиссии СО, С<sub>n</sub>Н<sub>m</sub> и сажи обеспечивается улучшением распыливания и распределения топлива в камере и ускорением перемешивания его с воздухом. Уменьшение индекса NO<sub>x</sub> достигается дополнительными мерами, например сжиганием топлива в два этапа для выравнивания

распределения температуры по длине камеры и устранения зон с наиболее высокой температурой. **Э. в. в.** для двигателя данной мощности снижается с повышением его экономичности, то есть с уменьшением расхода топлива на создание единицы мощности. В 1985 авиацией (в скобках — железнодорожным транспортом) во всём мире выпущено в атмосферу, млн. т: CO — 1,2 (100), C<sub>n</sub>H<sub>m</sub> — 0,8 (25), NO<sub>x</sub> — 1,4 (15).

*А. А. Горбатко.*

**Эмфизема высотная** (от греч. *emph*{*ý*}{s}{*ē*}}*ma* — наполнение воздухом, вздутие) — образование парогазовых пузырей в крови, лимфе и межтканевой жидкости человека при подъёме его на высоту, обусловленное закипанием жидких сред организма при температуре тела. **Э. в.** возникает при снижении внешнего давления до 6 кПа, то есть на высоте более 19,2 км. Чаще всего **Э. в.** наблюдается при *декомпрессии* и характеризуется скоплением газов и водяного пара в сосудах, полостях плевры, сердца, в подкожной жировой клетчатке. **Э. в.** сопровождается вздутием, припухлостью участков тела в местах скопления газов.

**Энергетическая высота** — то же, что *удельная энергия*.

**Энергетическая механизация крыла** — устройства для увеличения подъёмной силы крыла, принцип действия которых основан на использовании энергии двигателей ЛА или дополнительных источников мощности. **Э. м. к.** применяется для улучшения взлётно-посадочных и манёвренных характеристик ЛА, увеличения полезной нагрузки и повышения безопасности полёта. **Э. м. к.** (рис. 1) базируется на использовании двух основных принципов: предотвращении *отрыва пограничного слоя* на поверхности крыла и увеличении *циркуляции скорости* вокруг крыла (эффект суперциркуляции). Системы *управления пограничным слоем* (УПС), основанные на применении подвижных поверхностей (рис. 1, а, б), *отсоса пограничного слоя* (рис. 1, в) и его сдува (рис. 1, г), обеспечивают безотрывное обтекание крыла при больших *углах атаки* и больших углах отклонения закрылков без существенных энергетических затрат. *Струйный закрылок* (рис. 1, д) увеличивает подъёмную силу крыла главным образом за счёт эффекта суперциркуляции и вертикальной составляющей реакции струи. Значение коэффициента подъёмной силы (см. *Аэродинамические коэффициенты*) на крыле со струйным закрылком зависит от затрат мощности и при использовании практически всего располагаемого воздуха, проходящего через двигатель, может достигать 10—15, то есть быть в 2—3 раза выше, чем в случае применения систем УПС.

Действие эжекторных систем (рис. 1, е) основано на увеличении импульса первичной струи сжатого воздуха на выходе из камеры смешения, образованной раздвижными элементами крыла, за счёт подмешивания воздуха, отсасываемого с верхней поверхности крыла. Увеличение подъёмной силы происходит из-за увеличения реакции струи, ликвидации отрыва потока на поверхности крыла и отклонённых закрылках, а также за счёт суперциркуляции. При обдуве крыла струями ВРД (рис. 1, ж, з) увеличение подъёмной силы происходит вследствие улучшения обтекания поверхности крыла и отклонённых закрылков, обдуваемых струёй, эффекта суперциркуляции и поворота вектора тяги двигателей. На рис. 2 показан самолёт Ан-72 с системой обдува верхней поверхности крыла струями ВРД.

Система выдува струй вдоль размаха крыла (рис. 1, и) позволяет реализовать устойчивое *вихревое течение* над верхней поверхностью крыла и увеличить коэффициент подъёмной силы при больших углах атаки, а также повысить эффективность закрылков и органов управления при больших углах их отклонения. Эти системы отличаются конструктивной простотой и приближаются по эффективности к системам УПС путём тангенциального выдува тонких струй из щелевых сопел при достаточно больших значениях импульса струн.

См. лит. при ст. *Управление пограничным слоем*.

*А. В. Петров.*

**Рис. 1.** Энергетическая механизация крыла: 1 — движущаяся поверхность (стрелка показывает направление её движения); 2 — вращающиеся цилиндры (стрелками показано направление вращения); 3 — воздух, отсасываемый с поверхности крыла; 4 — струя сжатого воздуха; 5 — камера смешения.

**Рис. 2.** Энергетическая механизация крыла самолета Ан-72 (СССР).

**Энергии уравнение** в аэро- и гидродинамике — фундаментальное уравнение, выражающее в дифференциальной форме закон сохранения энергии Для потока *совершенного газа* при отсутствии внутренних источников теплоты оно записывается в виде:

$$\{\rho\} De/Dt + p \operatorname{div} \mathbf{V} = \operatorname{div}(k \operatorname{grad} T) + \{\mu\} \Phi$$

и указывает, что теплота, подведённая к единичному объёму за счёт теплопроводности и вязкой диссипации (правая часть  $\mathcal{E}$  у.), обусловлена изменением внутренней энергии газа и работой сил давления. Здесь  $\{\rho\}$  — плотность,  $p$  — давление,  $T$  — температура,  $e$  — удельная внутренняя энергия,  $k$  — теплопроводность,  $\{\mu\}$  — динамическая вязкость,  $\mathbf{V}$  — вектор скорости,  $D/Dt$  — так называемая субстанциональная, или полная производная,  $\Phi$  — диссипативная функция, определяющая ту часть работы вязких напряжений, которая переходит в теплоту; в декартовой системе координат она вычисляется по формуле:

$$\Phi = \left\{ \frac{\lambda}{\mu} (\operatorname{div} \mathbf{V})^2 + 2 \left[ \left( \frac{\partial u}{\partial x} \right)^2 + \left( \frac{\partial v}{\partial y} \right)^2 + \left( \frac{\partial \omega}{\partial z} \right)^2 \right] + \left( \frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial x} \right)^2 + \left( \frac{\partial u}{\partial z} + \frac{\partial \omega}{\partial x} \right)^2 + \left( \frac{\partial v}{\partial z} + \frac{\partial \omega}{\partial y} \right)^2 \right\},$$

где  $\{\lambda\}$  — вторая, или объёмная, вязкость (согласно гипотезе Стокса,  $\{\lambda\} = -2\{\mu\}/3$ ),  $u$ ,  $\{v\}$ ,  $\{\omega\}$  — проекции  $\mathbf{V}$  соответственно на оси координат  $x$ ,  $y$ ,  $z$ .

В задачах аэро- и гидродинамики вместо  $e$  удобно использовать энтальпию  $h$ ; тогда  $\mathcal{E}$  у. примет вид

$$\{\rho\} Dh/Dt = Dp/Dt + \operatorname{div}(k \operatorname{grad} T) + \{\mu\} \Phi$$

$\mathcal{E}$  у. решается совместно с *неразрывности уравнением* и *Навье — Стокса уравнениями* при заданных условиях теплообмена на обтекаемой поверхности и заданном значении внутренней энергии или энтальпии на больших расстояниях от неё; для *несжимаемой жидкости*  $\mathcal{E}$  у. интегрируется отдельно, независимо от уравнений количества движения для известного поля скоростей.

При *гиперзвуковых скоростях* полёта в потоке могут возникать настолько большие температуры, что в газе начинают протекать термохимические реакции и становится существенным перенос энергии излучением. Для таких течений  $\mathcal{E}$  у. усложняется, и в правой части появляются дополнительные члены, определяющие интенсивность внутренних источников теплоты.

*В. А. Башкин.*

**«Энергия»** — советская универсальная двухступенчатая ракета-носитель (РН) сверхтяжёлого класса. Предназначена для выведения в космос орбитальных кораблей и др. полезных грузов массой свыше 100 т. Выполнена по схеме с продольным разделением ступеней и включает центральный блок (2-я ступень), к которому на пирозамках подвешиваются 4 (попарно по два) боковых блока (1-я ступень). Высота РН около 60 м, максимальный поперечный размер 17,7 м. Центральный блок: длина 58,8 м, диаметр 7,75 м; 4 ЖРД работают на жидких водороде и кислороде с тягой до 1450 кН каждый. Боковой блок: длина 39,5 м, диаметр 3,9 м; тяга ЖРД, работающего на углеводородном горючем и жидком кислороде, 7260 кН. Двигатели обеих ступеней запускаются практически одновременно, развивая суммарную тягу 34840 кН при стартовой массе РН (с учётом выводимой нагрузки) около 2400 т (из них около 90% составляет топливо).

Первый испытательный пуск РН «Э.» состоялся 15 мая 1987, а второй старт, состоявшийся 15 ноября 1988, был осуществлён с целью запуска крылатого орбитального корабля многоразового использования «Буран». Блоки РН «Э.» доставлялись на космодром самолётом ВМ-Т Экспериментального машиностроительного завода имени В. М. Мясищева (см. рис. 8 к ст. М). Создание сверхтяжёлого транспортного самолёта *Ан-225* позволяет транспортировать по воздуху более крупные под сборки РН «Э.». Предусмотрено спасать (спускать на парашютах) блоки 1-й ступени с целью их повторного использования. См. также ст. «*Буран*» и рис. 3—5 к ней.

**Энерговооружённость летательного аппарата** — отношение мощности силовой установки к весу (обычно взлётному) ЛА; характеристика ЛА, использующего в качестве основного двигателя воздушный винт. Э. влияет на основные лётно-технические характеристики ЛА: максимальную скорость и высоту полёта, время разгона, скороподъёмность, манёвренность, длину разбега. См. также ст. *Тяговооружённость*.

**Энергоузел** — ранее применявшееся название *вспомогательной силовой установки*.

**Эно-Пельтри** (Esnault-Pelterie) Робер Альбер Шарль (1881—1957) — французский лётчик и конструктор самолётов и двигателей, промышленник и учёный, один из пионеров авиации и космонавтики. Член Французской АН (1936). Окончил Парижский университет (1902), получив учёную степень по физике, химии и биологии. В 1904 построил две неточные копии планёра братьев *Райт* и пробовал летать. В 1908 основал фирму REP (по инициалам владельца) для производства самолётов и ПД своей конструкции. На первом моноплане собственной конструкции REP 1 (1907) с перекашиваемым крылом, велосипедным шасси, каркасом из стальных труб, не имеющим килей, совершал полёты на расстояние до 600 м. Второй самолёт REP 2 (1908) с килем и рулём направления был в 1909 модифицирован в REP2bis (рис. в табл. IV), совершавший полёты на расстояние до 8 км. Э.-П. первым применил единую ручку управления для отклонения элеронов и рулей высоты, эластические ремни безопасности, гидравлические колёсные тормоза. На усовершенствованных монопланах REP с обычным шасси в 1910—11 совершён ряд рекордных полётов. В 1911—13 созданы моноплан военного образца, самолёты на 1—3 пассажиров, самолёт схемы «парасоль», гидросамолёт. С 1910 Э.-П. преподавал в Сорбонне; в 1910—19 президент палаты авиационной промышленности Франции. В 1913 из-за экономических трудностей продал свой завод фирме «*Бреге*», но некоторое время продолжал техническое руководство проектами. В 1928 опубликовал работу о перспективах исследования верхних слоев атмосферы с помощью ракет и возможности космических полётов, а в 1930 — книгу «*Астронавтика*». В 1928—39 вёл экспериментальные работы по ЖРД. В 1939 эмигрировал в Швейцарию, занимался метеорологией. Портрет см. на стр. 676.

Лит.: **Ветров Г. С.**, Робер Эно-Пельтри, М., 1982.

**Р. А. Ш. Эно-Пельтри.**

**«Эр Альжери»** (Air Algerie, Sociéte Nationale des Transports Aériens) — национальная авиакомпания Алжира. Осуществляет перевозки внутри страны, а также в страны Европы, Африки и Ближнего Востока. Основана в 1949. В 1989 перевезла 3,82 млн. пассажиров, *пассажирооборот* 3,66 млрд. п.-км. Авиационный парк — 39 самолётов.

**«Эр Индия»** (Air India) — авиакомпания Индии. Осуществляет перевозки в страны Европы, Азии, Ближнего Востока, а также в США и Канаду. Основана в 1946 после реорганизации созданной в 1932 авиакомпании «*Тата эрлайнс*». В 1989 перевезла 2,1 млн. пассажиров, *пассажирооборот* 9,06 млрд. п.-км. Авиационный парк — 21 самолёт.

**«Эр Интер»** (Air Inter, Lignes Aériennes Intérieures) — авиакомпания Франции. Осуществляет внутренние перевозки. Основана в 1954, часть акций принадлежит авиакомпании «*Эр Франс*». В 1989 перевезла 15,7 млн. пассажиров, *пассажирооборот* 7,52 млрд. п.-км. Авиационный парк — 52 самолёта.

**«Эр Канада»** (Air Canada) — авиакомпания Канады. Осуществляет перевозки внутри страны и в страны Европы, Азии, Карибского бассейна, а также в США, Японию. Основана в 1937, до 1965 называлась «Транс-Канада эрлайнс». В 1989 перевезла 12 млн. пассажиров, *пассажирооборот* 26,19 млрд. п.-км. Авиационный парк — 115 самолётов.

**«Эр Лингус»** (Aer Lingus) — национальная авиакомпания Ирландии. Осуществляет перевозки в страны Западной Европы и в США. Основана в 1936. В 1989 перевезла 4,1 млн. пассажиров, *пассажирооборот* 4 млрд. п.-км. Авиационный парк — 37 самолётов.

**«Эр Нью Зеланд»** (Air New Zealand) — авиакомпания Новой Зеландии. Осуществляет перевозки внутри страны и в страны Западной Европы, Азии, Африки, Океании, а также в США, Австралию. Основана в 1939 под названием «Тасман эмпайр эруэйс», которое в дальнейшем неоднократно менялось, современное название с 1978. В 1989 перевезла 4,6 млн. пассажиров, *пассажирооборот* 14,72 млрд. п.-км. Авиационный парк — 37 самолётов.

**«Эр Франс»** (Air France) — авиакомпания Франции, одна из крупнейших в мире. Осуществляет перевозки внутри страны и в страны Европы, Азии, Африки, Южной и Центральной Америки, а также в США, Канаду и Австралию. Основана в 1933. В 1989 перевезла 16,1 млн. пассажиров, *пассажирооборот* 38,86 млрд. п.-км. Авиационный парк — 125 самолётов, включая 7 сверхзвуковых пассажирских самолётов «Конкорд».

**«Эр Чартер»** (Air Charter, Sociéte Aérienne Française d'Affrètements) — чартерная авиакомпания Франции. Осуществляет перевозки на внутренних авиалиниях, а также в США и страны Европы, Северной Африки, Ближнего Востока. Основана в 1966 как отделение авиакомпании «Эр Франс», в 1978 начала самостоятельную деятельность. В 1989 перевезла 1,92 млн. пассажиров. Авиационный парк — 11 самолётов.

**«Эрбас индастри»** (Airbus Industrie) — западноевропейский самолётостроительный консорциум. Образован в 1970 для разработки и производства широкофюзеляжного пассажирского самолета А300 (рис. в табл. XXXVI) фирмами «Аэроспасьяль», «Мессершмитт-Бёльков-Блом», «Бритиш эркрафт корпорейшен», к которым позднее присоединились фирмы «КАСА» и «Аэриталия». Ассоциативными членами являются фирмы «Фоккер» и «Белэрбас» (Belairbus, Бельгия). Первый полёт опытного самолёта А300В.1 состоялся в 1972. В 1982 на основе А300 построен его усовершенствованный вариант с укороченным фюзеляжем А310 (рис. в табл. XXXVIII). В 1983 создан вариант А300-600 (рис. 1), в котором используются элементы конструкции и систем А300 и А310. В 1987 создан узкофюзеляжный самолёт А320 (рис. в табл. XXXVIII), в 1991 широкофюзеляжный самолёт А340 (рис. 2) с четырьмя ТРДД. Основные данные некоторых самолётов консорциума приведены в табл.

Табл. — Пассажирские самолёты консорциума «Эрбас индастри»

Основные данные	А300В4-200	А310-200	А300-600	А310-300	А320-200	А340-300
Первый полёт, год.....	1978	1982	1983	1985	1987	1991
Число и тип двигателей	2 ТРДД	2 ТРДД	2 ТРДД	2 ТРДД	2 ТРДД	4 ТРДД
Тяга двигателей, кН.....	233	237	262	237	125	139
Длина самолёта, м.....	53,75	46,66	54,08	46,66	37,57	63,6
Высота самолета, м.....	16,53	15,81	16,53	15,81	11,76	16,7
Размах крыла, м.....	44,84	43,9	44,84	43,9	33,91	58,6
Площадь крыла, м <sup>2</sup> .....	260	219	260	219	122	362

Максимальная ширина фюзеляжа, м.....	5,64	5,64	5,64	5,64	3,95	5,64
Максимальная взлётная масса, т.....	165	142	165	164	73,5	253,5
Масса снаряжённого самолёта, т.....	88	79,8	89,4	80	41,64	126
Максимальное число пассажиров.....	345	280	375	280	179	375
Максимальная коммерческая нагрузка, т.....	37,98	33,16	40,55	32,95	18,85	47,95
Дальность полёта с максимальной коммерческой нагрузкой, км.....	5340	5450	5350	6900	4480	10850
Коммерческая нагрузка при максимальном запасе топлива, т.....	26,78	18,25	25,94	21,1	12,84	19,4
Дальность полёта при максимальном запасе топлива, км.....	7250	8900	8060	9600	6930	16000
Крейсерская скорость полёта, км/ч.....	889	897	889	899	802	925
Экипаж, чел.....	3	2	2	2	2	2

Рис. 1. Пассажирский самолёт А300-600.

Рис. 2. Пассажирский самолет А340-200.

**Эргономика авиационная** (от греч.  $\epsilon\rho\gamma\omicron\mu\omicron\varsigma$  — работа и  $\nu\omicron\mu\omicron\varsigma$  — закон) — раздел научно-прикладной дисциплины — эргономики, специфическими объектами которого являются ЛА и средства УВД, рассматриваемые как системы «человек — машина», а предметом — процессы (алгоритмы, рабочие приёмы, циклограммы и т. п.), технические и информационные средства (органы управления, системы индикации и сигнализации, коды сообщений и т. п.) и условия (микроклимат в кабине, перегрузки, режимы труда и отдыха и т. п.) профессиональной деятельности членов экипажей ЛА, лиц дежурных смен (расчётов) УВД и персонала, обеспечивающего работоспособность этих систем.

Цель **Э. а.** состоит в формировании таких эргономических, то есть обусловленных анатомическими, физиологическими, психологическими и социально-культурными характеристиками человека, свойств ЛА, средств УВД и их элементов, включая ведущий «элемент» — авиационных специалистов, которые обеспечили бы необходимое или максимально достижимое качество функционирования ЛА и средств УВД при минимально возможном расходе человеческих ресурсов (число авиационных специалистов, время на их подготовку, их заболеваемость и т. д.).

Специфическими методами исследований и разработок **Э. а.** являются приёмы многофакторного экспериментального изучения системы «человек — машина» с использованием моделирующих

стендов, тренажёров, самолётов-лабораторий, способы автоматического и физического моделирования, методы теоретического анализа и проектирования процессов, средств и условий деятельности авиационных специалистов.

Выделение **Э. а.** в качестве самостоятельного раздела эргономики обусловлено большой спецификой деятельности авиационных специалистов по управлению ЛА в полёте, связанной с быстротечной динамикой ЛА в трёхмерном пространстве, воздействием на членов экипажа перегрузок, перепадов воздушного давления и др. факторов полёта, с высоким уровнем ответственности и риска всех авиационных специалистов.

**Э. а.** возникла на базе авиационной медицины, психологии и ряда технических дисциплин в 60—70-х гг. в связи с усложнением авиационной техники и расширением круга решаемых с её помощью народно-хозяйственных и военных задач. В последующие годы **Э. а.** внесла существенный вклад в прогресс ЛА и УВД. Создана система эргономического обеспечения разработки и эксплуатации всех видов авиационной техники, предназначенная для реализации достижений как **Э. а.**, так и общей эргономики в практике опытно-конструкторских, производственных, испытательных, экспертных и эксплуатационных работ.

В процессе эргономического обеспечения решаются вопросы: распределения функций между человеком и технико-информационными устройствами, а также между членами экипажа (расчёта); выбора состава, вида и др. характеристик перерабатываемой человеком информации, средств индикации и сигнализации, органов управления; компоновки рабочих мест; разработки способов и средств обеспечения жизнедеятельности членов экипажа, их спасения и выживания после аварийного покидания ЛА; определения критериев, методов и средств профессионального отбора, обучения, адаптации и тренировки авиационных специалистов, организации труда; разработки приёмов поддержания их работоспособности, положительной трудовой мотивации, сохранения здоровья.

*Лит.:* Методы инженерно-психологических исследований в авиации, М., 1975; **Меньшов А. И., Рыльский Г. И.**, Человек в системе управления летательными аппаратами (эргономика), М., 1976; Авиационная эргономика, Киев, 1979; **Зараковский Г. М., Койфман П. В.**, Эргономика, Л., 1988; Handbook of human factors, ed. by G. Salvendy, N. Y., 1987; Human factors in aviation, N. Y., 1988.

*Г. М. Зараковский, П. В. Койфман.*

**Эскадрилья** (франц. escadrille, уменьшительное от escadre — эскадра) — основное тактическое и огневое подразделение авиационных частей ВВС и др. видов вооружённых сил. Состоит из нескольких звеньев или отрядов самолётов (вертолёт). В зависимости от рода авиации в **Э.** насчитывается 10—30 ЛА. Несколько **Э.** составляют авиационный полк, авиационное крыло, авиационную группу.

**Эффект влияния земли** — изменение аэродинамических характеристик ЛА при приближении его к экранирующей поверхности земли, воды, ВПП и др. Проявляется при взлёте и посадке самолётов и др. ЛА. **Э. в. з.** становится заметным при расстояниях  $h$  от земли, соизмеримых с хордой  $b$  крыла самолёта или диаметра  $d$  несущего винта вертолёта, и усиливается по мере приближения к её поверхности. С приближением к поверхности земли аэродинамическое сопротивление, как правило, уменьшается, а подъёмная сила увеличивается, что ведёт к росту *аэродинамического качества*; изменяются и моментные характеристики. Сопротивление уменьшается в основном благодаря уменьшению вблизи земли индуктивных *скосов потока* и соответственно *индуктивного сопротивления*. Увеличение подъёмной силы связано в основном с возрастанием давления на нижней поверхности крыла (так называемый эффект динамической подушки). При относительных расстояниях от экрана  $\{\{\bar{h}\}\} = h/b$  ( $h/d$ ) меньше 0,2—0,3 приращение подъёмной силы крыла может достигать 40—50% её значения в неограниченном потоке. Приближение к экрану не только увеличивает значение коэффициента подъёмной силы  $c_y$  (см. *Аэродинамические коэффициенты*), но и меняет его зависимость от угла атаки  $\{\{\alpha\}\}$ , делая её более крутой и уменьшая значение

критического угла атаки (рис. 1) Однако этот эффект существенен при небольших значениях коэффициента  $c_y$ , не превышающих 1—1,5. При больших значениях  $c_y$  несущая способность крыла с приближением к экрану может не изменяться или даже снижаться. Для механизированного крыла, например при  $c_y = 2—3$ , на высоте приближение к экрану уменьшает это значение. Уменьшение подъёмной силы вблизи земли возможно на некоторых режимах у самолётов вертикального или короткого взлёта и посадки, имеющих струйные устройства для создания подъёмной силы.

Существенное возрастание подъёмной силы и аэродинамического качества крыла вблизи экранирующей поверхности (рис. 2) явилось одной из предпосылок для разработки экранопланов. Иногда Э. в. з. называется **экранным эффектом**.

*В. М. Гадецкий.*

**Рис. 1.** Зависимость коэффициента подъёмной силы от угла атаки при различных значениях относительного расстояния от экрана.

**Рис. 2.** Типичная зависимость наибольшего относительного аэродинамического качества  $\{\{\bar{K}\}\}_{\max}$  от относительной высоты  $\{\{\bar{h}\}\}$  для прямого крыла с удлинением  $\{\{\lambda\}\} = 2\{\{\bar{K}\}\}_{\max} = \{\{K_{\max \bar{h}} / K_{\max \bar{h}=\infty}\}\}$ , где  $K_{\{\{\max \bar{h}\}\}}$  — максимальное значение аэродинамического качества на высоте  $\{\{\bar{h}\}\}$ ,  $K_{\{\{\max \bar{h}=\infty\}\}}$  его значение при  $\{\{\bar{h}\}\} = \{\{\infty\}\}$ .

**Эффективная поверхность рассеяния** (ЭПР), **эффективная отражающая поверхность**, — количественная мера отражающей способности цели (объекта поражения), выражаемая в виде отношения плотностей мощности радиолокационного сигнала, рассеянного целью в направлении приёмника, и сигнала, облучающего цель, с учётом их векторных свойств. Может быть представлена теоретической формулой

$$\{\{\sigma\}\} = 4\{\{\pi\}\}\left\{\lim_{R_r \rightarrow \infty} \frac{E_s^2}{E_0^2}\right\} = 4\{\{\pi\}\}\left\{\lim_{R_r \rightarrow \infty} \frac{H_s^2}{H_0^2}\right\},$$

где  $E_0$ ,  $H_0$  — значения электрической и магнитной напряжённостей облучающего поля в окрестности цели;  $E_s$ ,  $H_s$  — значения проекций электрической и магнитной напряжённостей рассеянного целью поля в точке приёма соответственно на  $E_0$  и  $H_0$ ;  $R_r$  — расстояние цель — приёмник. Кроме теоретического определения ЭПР используется эквивалентное ему экспериментальное определение, в котором цель рассматривается как связующий элемент между системами передатчика и приёмника через параметры уравнения дальности:

$$\{\{\sigma\}\} = (4\{\{\pi\}\})^3 R^4 P_r / P_i G_r G_i \{\{\lambda\}\}^2$$

где  $P_i$  — мощность, излучаемая антенной передатчика;  $P_r$  — мощность на нагрузке антенны приёмника;  $\{\{\lambda\}\}$  — длина волны;  $R_i$  — расстояние передатчик — цель;  $C_i$ ,  $G_r$  — коэффициент усиления антенн соответственно передатчика и приёмника в направлении цели. Значение ЭПР зависит от типа цели и её пространственного положения, а также частоты и поляризации облучающего цель сигнала (может меняться в сотни и тысячи раз при сравнительно небольшом изменении ракурса цели и частоты сигнала). Измеряется в  $m^2$ , интерпретируется через поперечное сечение эквивалентного изотропного отражателя-сферы. Примерные значения ЭПР для типового бомбардировщика 15—40  $m^2$ , для крылатой ракеты — 0,1—0,2  $m^2$ . Уменьшение ЭПР повышает *выживаемость* ЛА, поэтому при проектировании боевых ЛА принимаются меры для снижения значений их ЭПР. Например, у стратегического бомбардировщика Нортроп В-2 (США), разработанного с применением специальных мер для снижения его *заметности* (см. «*Стелс*» техника), для некоторых ракурсов ЭПР менее 0,1  $m^2$ .

*А. С. Васин.*

**Эффективная тяга** — равнодействующая сил давления и трения, приложенных ко всем поверхностям силовой установки как со стороны газового потока, протекающего внутри двигателя, так и со стороны потока воздуха, обтекающего силовую установку снаружи. Значение  $\Delta$ , представляющей собой долю тяги изолированного двигателя, непосредственно используемую для движения ЛА, в большинстве случаев вычисляется как разность между тягой изолированного двигателя и аэродинамическим сопротивлением силовой установки. См. также *Тяга двигателя*.

**Эффективность органов управления** — способность *органов управления* создавать при своём отклонении управляющий момент относительно соответствующей оси координат (см. *Системы, координат*).

$\Delta$  равны приращениям коэффициентов моментов (см. в ст. *Аэродинамические коэффициенты*) при полном отклонении органов управления от их нейтрального положения и обозначаются  $\Delta m_z$ ,  $\Delta m_x$ ,  $\Delta m_y$  — соответственно максимальные приращения коэффициентов моментов *тангажа*, *крена* и *рыскания*. Часто  $\Delta$  характеризуют **коэффициентами эффективности органов управления**, равными частной производной коэффициента момента данного органа по углу, его отклонения, и обозначают  $m_z^{\delta}_в$ ,  $m_x^{\delta}_з$ ,  $m_y^{\delta}_н$  — соответственно коэффициенты  $\Delta$  тангажом, креном и рысканием, где  $\delta_в$ ,  $\delta_з$ ,  $\delta_н$  — углы отклонения руля высоты, элеронов и руля направления.  $\Delta$  и коэффициент  $\Delta$  являются одними из основных параметров, определяющих характеристики *управляемости* ЛА; по их значениям можно судить, насколько эффективно влияют отклонения органов управления на параметры движения ЛА.

$\Delta$  зависит от геометрических параметров органов управления, от параметров несущих поверхностей, на которых располагаются органы управления (крыло, стабилизатор, киль), от *Маха* числа полёта  $M_{\infty}$ , упругой деформации конструкции и др. Так, при переходе через скорость звука эффективности руля высоты, элеронов, руля направления существенно уменьшаются. Уменьшается также  $\Delta$  при увеличении *скоростного напора* из-за упругой деформации конструкции ЛА при отклонении органа управления. При недостаточной жёсткости конструкции и большом скоростном напоре (критический скоростной напор *реверса*) может наступить полная потеря эффективности. Следует отметить, что при отклонении органов управления креном в общем случае помимо момента крена возникает и момент рыскания, а при отклонении органов путевого управления возникает момент крена (см. *Боковое движение*).

*В. Г. Микеладзе.*

**Эшелонирование полётов** — система рассредоточения воздушных судов (ВС) в полёте, исключающая возможность опасного их сближения. Различают вертикальное, боковое и продольное  $\Delta$ .

**Вертикальное  $\Delta$**  обеспечивается выполнением полётов по заданным эшелонам *барометрическим высотам*, измеряемым от изобарической поверхности 101325 Па. В нашей стране эшелоны обозначают геометрической высотой, выраженной в м, переход от барометрической высоты к геометрической осуществляется по соответствующим таблицам Стандартной атмосферы (см. *Международная стандартная атмосфера*). Например, эшелон 4200 соответствует барометрической высоте 60,07 кПа. В документах ИКАО эшелон называется **уровнем полёта** (Flight level, FL) и нумеруется по значениям высоты, выраженной в сотнях футов. Например, FL 100 соответствует геометрической высоте 10000 футов (3050 м). В целях более безопасного разделения ВС, следующих на «встречных» курсах,  $\Delta$  строят обычно по полукруговой системе: различные подсистемы эшелонов для ВС, летящих с истинным углом пути (см. в ст. *Навигация*) от 0 до 179° включительно, и для ВС, летящих с истинным углом пути от 180 до 359° включительно (см. *рис.*). Интервал между смежными эшелонами выбирается так, чтобы с учётом погрешностей измерения и выдерживания предписанной высоты полёта ЛА гарантировалось их безопасное разделение.

Безопасность вертикального Э. обеспечивается оборудованием ЛА соответствующими системами измерения и выдерживания высоты полёта (как правило, отклонение от заданного эшелона не должно превышать  $\{\pm\}75$  м), соблюдением инструкций по эксплуатации бортового и наземного оборудования, строгим выполнением требуемых процедур лётным и диспетчерским составом.

**Боковое Э.** — рассредоточение ВС в горизонтальной плоскости. Нормы бокового Э. устанавливаются в зависимости от характеристик установленного на борту ЛА и используемого для обеспечения полёта по трассе наземного оборудования. При этом минимальные расстояния устанавливаются в зависимости от того, выполняются ли полёты по правилам визуальных полётов (ПВП) или по правилам полётов по приборам (ППП), идут ли ВС на одном эшелоне или на разных, на параллельных или пересекающихся, попутных или встречных курсах.

**Продольное Э.** — рассредоточение ВС, летящих на одном эшелоне в продольной плоскости. Так же, как при боковом Э., минимальные расстояния при продольном Э. устанавливаются в зависимости от условий полёта — по ПВП или по ППП. Кроме того, минимальные значения расстояний при полётах по ПВП зависят и от скорости ВС. При полётах по ППП с непрерывным радиолокационным контролем минимальные расстояния устанавливаются аналогично случаю бокового Э. При отсутствии непрерывного радиолокационного контроля задаются не минимальные расстояния, а минимальные интервалы времени прохождения различными ВС каких-либо контрольных точек.

В различных странах Э. в общем случае своё, и полёты ВС в воздушном пространстве иностранного государства осуществляются по правилам этого государства. В нашей стране смена эшелонов производится за 30 км до пересечения государственной границы с другим государством.

*В. Я. Кушельман.*

**Схема вертикального эшелонирования воздушных судов в воздушном пространстве России (действует с 1984).**

**Юмашев** Андрей Борисович (1902—1988) — советский лётчик-испытатель, генерал-майор авиации (1943), Герой Советского Союза (1937). С 1918 в Советской Армии. Окончил Егорьевскую (1923), Борисоглебскую и Серпуховскую лётные школы (1924). С 1927 лётчик-испытатель; совершил рекордные полёты на высоту с грузом в 5,10 и 12 т (1936). В 1937 совместно с *М. М. Громовым* и *С. А. Данилиным* совершил *перелёт* Москва — Северный полюс — Сан-Джасинто (США). В 1940—41 заместитель начальника ЛИИ. Участник Великой Отечественной войны. В ходе войны был командиром авиаполка, командиром авиакорпуса, заместителем командующего воздушными армиями. С 1944 начальник управления истребительной авиации, Главного управления боевой подготовки ВВС, с 1946 в запасе. **Ю.** присуждена медаль де Лаво (ФАИ). Депутат ВС СССР 1937—46. Награждён 2 орденами Ленина, 5 орденами Красного Знамени, орденом Отечественной войны 1-й степени, орденом Красной Звезды, медалями.

**А. Б. Юмашев.**

**«Юнайтед Экспресс»** (United Express) — авиакомпания США. Осуществляет перевозки на местных авиалиниях тихоокеанских районов США. Известна также под названием «Уэстэр комьютер эрлайнс» (WestAir Commuter Airlines, WestAir Holding). Основана в 1972. После слияния с авиакомпанией «Голден игл эрлайнс» получила название «Уэстерн эрлайнс», современное название с 1986. В 1989 перевезла 2,4 млн. пассажиров. Авиационный парк — 90 самолётов.

**«Юнайтед Эрлайнс»** (United Airlines) — авиакомпания США, одна из крупнейших в мире. Осуществляет перевозки внутри страны и в страны Западной Европы и Азии, а также в Канаду, Мексику, Австралию, Японию. Основана в 1931. В конце 80-х гг. в её состав вошли несколько мелких авиакомпаний, а также тихоокеанское отделение авиакомпании «*Пан Ам*». В 1989

перевезла 54,8 млн. пассажиров, *пассажирооборот* 112,07 млрд. п.-км. Авиационный парк — 429 самолётов.

**Юнкерс** (Junkers) Гуго (1859—1935) — немецкий авиаконструктор и промышленник. Учился в высших технических школах Берлина, Карлсруэ и Ахена (до 1883), специализируясь по теплотехнике. В 1888 был привлечён к работам по ПД, результатом которых в 1892 стал первый газовый ПД с парами противодвижущихся поршней в общих цилиндрах. Эти исследования были продолжены в его лаборатории и на его первой двигателестроительной фирме (основана в 1913), объединённой впоследствии с заводом газовой аппаратуры в Дессау (пущен в 1895). В 1897—1912 — профессор Высшего технического училища в Ахене. В 1909 занялся проблемами авиации и уже в 1910 получил патент на самолёт с толстым крылом, вмещающим двигатели, грузы и экипаж. Позднее построил аэродинамическую трубу (1913). В 1-ю мировую войну под руководством **Ю.** созданы первый в мире цельнометаллический (с обшивкой из листового железа) моноплан со свободонесущим крылом (рис. в табл. V) и ряд боевых самолётов, в том числе бронированный штурмовик-биплан. Основанная в 1917 совместно с *А. Фоккером* самолётостроительная фирма в Дессау перешла к **Ю.** в 1919. Здесь выпускались в основном транспортные самолёты, из которых наиболее известны: низкоплан F 13 (1919, использовался на первых советских авиалиниях, см. рис. в табл. XIV), G38 с четырьмя ПД на 34 пассажира с кабинами в фюзеляже и в крыле (1929, см. рис. в табл. XIV), Ju52/3m на 15 мест (1931), широко применявшийся многими авиакомпаниями. В 1933 **Ю.** был отстранён властями от руководства своими фирмами.

### Г. Юнкерс.

**«Юнкерс»** (Junkers) — сокращённое название авиационных фирм Германии, основанных *Г. Юнкерсом* или образованных при последующих реорганизациях. Исходными являются фирмы в г. Дессау: самолётостроительная «**Ю.-Фоккер**» (Junkers-Fokker AG), основанная в 1917 совместно с *А. Фоккером* и переименованная в 1919 в «**Ю.** флюгцойгверк» (Junkers-Flugzeugwerk AG), и двигателестроительная «**Ю.** моторенбау» (Junkers-Motorenbau GmbH; Jumo), основана в 1923. В 1-ю мировую войну фирма «**Ю.**» поставила 210 боевых самолётов, после войны выпускала в основном транспортные самолёты, из которых наибольшим успехом пользовались F13 и Ju52/3m (выпущено 4835 с учётом последующих военных вариантов). В 20-х гг. производство самолётов фирмы «**Ю.**» было организовано в СССР и Швеции. В 1934 фирмы «**Ю.**» перешли под контроль государства и в 1936 были преобразованы в объединённую фирму «**Ю.**» (Junkers-Flugzeug und Motorenwerke AG), ставшую к 1944 крупнейшей авиационной фирмой Германии и выпускавшей большими сериями авиадвигатели и военные самолёты, широко применявшиеся во 2-й мировой войне, в том числе военно-транспортный самолёт и бомбардировщик Ju86, пикирующий бомбардировщик Ju87 (построено свыше 5700, см. рис. в табл. XXI), бомбардировщик (и тяжёлый истребитель) Ju88 (свыше 16000, см. рис. в табл. XXI) и многоцелевые самолёты на его основе Ju188 и Ju388. В 1944 создан опытный бомбардировщик Ju287 с четырьмя ТРД и крылом обратной стреловидности. ТРД серии Jumo-004 (выпущено свыше 5000) применялись также на реактивных самолётах других германских фирм. Сохранившиеся после 1945 предприятия «**Ю.**» вошли в состав фирмы «*Мессершмитт-Бёльков-Блом*». Основные данные некоторых самолётов фирмы приведены в табл. на стр. 677.

*Ю. Я. Шилов.*

Табл. — Самолёты фирмы «Юнкерс»

Основные данные	Бомбардировщики				Военно-транспортный самолёт Ju52/3mg7e	Тяжёлый истребитель Ju88 С-6
	Ju86 E-1	Ju87 В-1	Ju88 А-4	Ju188 А-1		
Первый полёт, год...	1937	1938	1939	1941	1941	1940

Число и тип двигателей.....	2 ПД	1 ПД	2 ПД	2 ПД	3 ПД	2 ПД
Мощность двигателя, кВт.....	596	883	883	1320	610	1030
Длина самолета, м	17,85	11,1	14,36	14,95	18,9	14,96
Высота самолёта, м	5,05	4,01	4,8	4,9	6,1	4,8
Размах крыла, м.....	22,5	13,8	18,37	22	29,25	20,1
Площадь крыла, м <sup>2</sup> .....	82	31,9	54,5	56,6	110,5	54,5
Взлётная масса максимальная, т.....	8,2	4,33	12,12	14,53	11	11,8
Масса пустого самолёта, т.....	5,2	2,76	8,62	9,92	6,72	—
Боевая (перевозимая) нагрузка, т.....	0,8	0,5	3	3	3,88	—
Максимальная дальность полёта, км.....	1400	788	2730	2480	1320	3150
Максимальная скорость полёта, км/ч.....	360	387	472	530	286	550
Потолок, м.....	7500	8000	8235	10090	5900	9900
Экипаж, чел.....	4	2	4	4	3	3
Вооружение:						
пушки.....	—	—	—	2{{x}}20 м м	—	5{{x}}20 м м
пулеметы.....	3{{x}}7,9 мм	3{{x}}7,9 мм	4{{x}}7,9 мм; 1{{x}}13 м м	2{{x}}13 м м	1{{x}}13 м м; 3{{x}}7,9 мм	3{{x}}7,9 мм

**«Ю Пи. Эс.»** (UPS, United Parcel Service Company) — авиакомпания США. Специализируется на перевозках почтовых грузов и посылок внутри страны, а также в страны Западной Европы и Японию. Основана в 1929, просуществовала до 1931, возобновила свою деятельность в 1953. В 1989 объём грузовых перевозок составил 2,09 млрд. т-км. Авиационный парк — 356 грузовых самолётов.

**Юрьев** Борис Николаевич (1889—1957) — советский учёный в области аэродинамики и вертолётостроения, академик АН СССР (1943), генерал-лейтенант инженерно-технической службы (1944), заслуженный деятель науки и техники РСФСР (1940). Ученик *Н. Е. Жуковского*.

Окончил МВТУ (1919). Участвовал в организации ЦАГИ, ВВИА, МАИ (преподавал в 1930—40). В 1944—50 председатель Комиссии по истории техники АН СССР, с 1950 заведующий лабораторией прикладной аэродинамики в Институте механики АН СССР. Основные труды в области экспериментальной аэродинамики, теории воздушного винта, теории и конструирования вертолётов, истории авиационной техники. В 1911 опубликовал ставшую классической схему одновинтового вертолёт с *автоматом перекоса* несущего винта и рулевым винтом, а в 1912 построил модель вертолёт в натуральную величину (рис. в табл. V) и получил золотую медаль на 2-й Международной выставке в Москве по воздухоплаванию «За прекрасную теоретическую разработку проекта геликоптера и его конструктивное осуществление». В 1925 организовал в ЦАГИ группу для экспериментальных работ по вертолётостроению и принимал участие в проектировании первого отечественного вертолёт *ЦАГИ I-ЭА*. В 1941 совместно с *И. П. Братухиным* построил 2-винтовой вертолёт «Омега». Государственная премия СССР (1943, 1946). Награждён 2 орденами Ленина, орденами Отечественной войны 1-й степени, Красной Звезды, медалями. Портрет см. на стр. 677.

Соч.: Избр. труды, т. 1—2, М., 1961.

Лит.: Стражева И. В., Буева М. В., Б. Н. Юрьев, М., 1980.

**Б. Н. Юрьев.**

**«ЮТА»** (UTA, Union de Transports Aériens) — авиакомпания Франции. Осуществляет перевозки в страны Европы, Ближнего и Среднего Востока, тихоокеанского региона, а также в США и Японию. Основана в 1963. В 1989 перевезла 0,9 млн. пассажиров, *пассажирооборот* 5,61 млрд. п.-км. Авиационный парк — 13 самолётов.

**«Ю. Эс. Эр»** (USAir) — авиакомпания США, одна из крупнейших в мире. Осуществляет перевозки в Северной Америке и в страны Западной Европы. Основана в 1937, до 1979 называлась «Эллегни эрлайнс». С 1987 в её состав входит авиакомпания «Пидмонт авиэйшен» (Piedmont Aviation, основана в США в 1940). В 1989 перевезла 61,3 млн. пассажиров, *пассажирооборот* 54,56 млрд. п.-км. Авиационный парк — 441 самолёт.

**Ююкин** Михаил Анисимович (1911—1939) — советский лётчик, батальонный комиссар. Окончил Сталинградскую военную авиационную школу (1936). Служил в частях ВВС военкомом эскадрильи, затем бомбардировочного авиаполка. 5 августа 1939 во время боёв в районе р. Халхин-Гол его бомбардировщик загорелся от разрыва вражеского снаряда. После того как сорвать пламя скольжением не удалось, **Ю.** направил свой самолёт *СБ* на японскую огневую точку. Это был первый в истории авиации таран наземной цели. Награждён орденом Ленина (посмертно). На родине **Ю.** в селе Гнилуши Воронежской области установлен бюст героя.

**Як** — марка самолётов и вертолётов, созданных под руководством *А. С. Яковлева*. До декабря 1940 употреблялись наименования *АИР*, *УТ*, *Я*, «Самолёт № ...» и др. Первые самолёты (АИР-1 — АИР-5) созданы Яковлевым в период 1927—31 по существу на самодеятельной основе при финансовой и технической поддержке *Осоавиахима*. АИР-6, -7, -8 разработаны в 1932—33, когда он руководил группой лёгкой авиации на Московском авиационном заводе № 39 имени В. Р. Менжинского, а в 1934 Яковлев возглавил самостоятельное ОКБ (см. *Московский машиностроительный завод «Скорость» имени А. С. Яковлева*). Самолёты, созданные под руководством его преемников, сохранили марку Як (рис. 1). Для ОКБ характерна многоплановость тематики: лёгкие самолёты (с 1927) — спортивные и учебно-тренировочные, пилотажные, многоцелевые; боевые самолёты (с 1939) — истребители, фронтовые бомбардировщики и др.; пассажирские самолёты — поршневые (1939—47) и реактивные (с 1966); вертолёты (1945—60); десантные планеры (1948—49). Как правило, одновременно разрабатывались проекты самолётов различного направления. Основные данные некоторых серийных и ряда опытных самолётов и вертолётов (этапных для ОКБ) см. в табл. 1—4.

**Лёгкие самолёты** (и некоторые примыкающие к ним ЛА большей массы). Деятельность Яковлева в авиастроении началась с создания двухместного спортивного самолёта АИР-1 (рис. 2 и рис. в табл. XI). Этот самолёт в беспосадочном *перелёте* Севастополь — Москва 19 июля 1927 установил первые в СССР мировые рекорды (неофициальные), положив начало развитию самолётного спорта в СССР, в частности дальним перелётам лёгких самолётов. АИР-1 — расчалочный одностоечный биплан цельнодеревянной конструкции с открытыми кабинами. Построен в 1 экземпляре. Незначительно отличался от него АИР-2 «Пионер» (первый полёт в 1928). Все последующие самолёты, кроме экспериментального Як-12Б (1960), строились по схеме моноплана, более отвечающей возраставшим скоростям полёта. По типу АИР-1, но без нижнего крыла, строились монопланы-парасоли: АИР-3 «Пионерская Правда» (1929), АИР-4 (1930), а также АИР-8 (1933), которые выпускались в нескольких экземплярах и активно использовались в авиаспорте и для пропаганды авиации. Затем ОКБ перешло на аэродинамически более выгодную схему низкоплана (с учётом дальнейшего роста скоростей) — АИР-9 (1934), АИР-9бис (1935). К двухместным спортивным самолётам можно отнести также АИР-7 (1932) с рекордной для СССР скоростью полёта (332 км/ч в 1933) и АИР-12 (1936) — рекордный по дальности. Оба построены в 1 экземпляре. АИР-9бис послужил базой для создания первых в СССР массовых учебно-тренировочных монопланов УТ-2 (рис. 3 и рис. в табл. XIII). Построено 7243 экземпляра. Прототипом УТ-2 стал АИР-10 (1935) смешанной (деревянно-металлической) конструкции, успешно прошедший государственные испытания, но для облегчения производства переделанный в цельнодеревянный самолёт № 20, который был принят в серийное производство. Отработанная в ОКБ схема двухместного низкоплана с расположением мест членов экипажа по схеме тандем, начиная УТ-2, стала в СССР классической. Таким образом, последовательное, на протяжении 10 лет, развитие двухместного спортивного самолёта (как типа ЛА) привело к созданию учебного самолёта. В последующие годы УТ-2 совершенствовался для удовлетворения возраставших требований к подготовке лётчиков в связи с прогрессом военной и гражданской авиации. На его основе созданы крупносерийные Як-18 (1946, см. рис. 4 и рис. в табл. XXIII) с убирающимся шасси, закрытой кабиной, воздушным винтом изменяемого шага и большим комплектом приборного оборудования, Як-18У (1951), Як-18А (1956, см. рис. 5). Построено 6630 экземпляров. На самолётах семейства УТ-2 — Як-18 на протяжении более 25 лет проходил обучение лётный состав ВВС, ГВФ и ДОСААФ. По той же схеме создан Як-52 (1974), широко применяемый в аэроклубах. До конца 1990 построено свыше 1600 экземпляров. Массовый тренировочный самолёт Як-11 (1945, см. рис. 6) был создан на базе истребителя Як-3. Построено 3859 экземпляров. К самолётам указанного назначения примыкают двухдвигательные учебно-тренировочные бомбардировщики УТ-3 (1938) и Як-200 (1953), а также первый в СССР реактивный учебно-тренировочный самолёт Як-30 (1960, см. рис. 7 и рис. в табл. XXVII). Построено соответственно 12, 2 и 3 экземпляра. На основе двухместных учебно-тренировочных самолётов или независимо от них создаются с 1936 одноместные спортивно-пилотажные самолёты, отличающиеся уменьшенной массой, увеличенной прочностью, допускающей высокие перегрузки в прямом и обратном пилотаже, и соответственно повышенной энерговооружённостью и высокими пилотажными характеристиками. Начало этому положил АИР-14 (в серии УТ-1; построено 1241 экземпляр, см. рис. 8). Выступая с 1960 на самолётах Як-18П, ЯК-18ПМ (рис. 9), Як-18ПС, Як-50 (рис. 10) и Як-55 (рис. 11), советские лётчики занимали призовые места на чемпионатах мира и Европы по высшему пилотажу. Построено соответственно 125, 31, 3, 301 и 112 экземпляров. К этой группе относятся выпущенные в одном или нескольких экземплярах самолёты № 18 и 21 (1937), Як-5 (1944), реактивный Як-32 (1961), Як-53 (1981). Третью группу лёгких самолётов Як составляют четырёхместные многоцелевые самолёты, применявшиеся в качестве связных, пассажирских, санитарных, сельскохозяйственных, лесопатрульных, спортивных, учебных и т. д. Это подкосные высокопланы с неубирающимся шасси и каркасом из сварных труб; АИР-5 (1931), АИР-6 (1932, см. рис. 12), Як-10 (1945), массовый Як-12 (1947, см. рис. в табл. XXIV) и ряд его вариантов, включая Як-12А (1957, см. рис. 13), низкопланы Як-13 (1945) и Як-18Т (1967, см. рис. 14), применявшийся в качестве учебного для подготовки экипажей пассажирских самолётов в училищах МГА СССР (построено 537 экземпляров). К этой группе примыкают низкопланы: трёхместный АИР-11 (1936) и пятиместный АИР-16 (1937),

предназначенные в основном для перевозки пассажиров. В 1932—50 на большинстве лёгких самолётов ОКБ использовались различные модификации двигателей *М-11*, *АИ-14*, *М-14*. Лёгкие самолёты ОКБ отмечены наградами ФАИ — дипломом Тиссандье, Золотой медалью и почётным дипломом.

**Боевые самолёты.** Первый из них — двухдвигательный № 22 (1939). В нём была воплощена идея максимально достижимого в то время аэродинамического совершенства, что в сочетании с малой массой и высокой энерговооружённостью позволило получить рекордную для СССР скорость полёта 567 км/ч (в 1940—574 км/ч). Преимущество в скорости должно было защищать самолёт от истребителей противника в большей мере, нежели вооружение. Были созданы варианты разведчика (*Р-12*), ближнего бомбардировщика (*ББ-22*) с двумя пулемётами *ШКАС*, истребителя сопровождения (*И-29*) с двумя пушками *ШВАК*. В серии строились трёхместные бомбардировщики под обозначением *Як-2* с ПД *М-103* и *Як-4* (рис. 15 и рис. в табл. XVII) с 2ПД *М-105* (построено 600 экземпляров). В мае 1939 ОКБ включилось в конкурсное проектирование истребителей и в январе 1940 выпустило самолёт *И-26* (в серии *Як-1*, см. рис. 16 и рис. в табл. XVII). Вооружённый пушкой *ШВАК* и двумя пулемётами *ШКАС*, *Як-1* отличался оптимальным сочетанием скорости, огня и манёвра, простотой пилотирования, технологичной и лёгкой конструкцией из недефицитных материалов (стальные трубы, полотно, фанера, дерево, минимум дуралюмина). *Як-1* был принят в массовое производство на нескольких заводах в середине 1940, ещё до окончания испытаний. Построено 8721 экземпляр. Его развитием явились *Як-7* (1940, см. рис. в табл. XVIII), *Як-9* (1942, см. рис. 17 и рис. в табл. XVIII), *Як-3* (1943, см. рис. 18 и рис. в табл. XVIII) и свыше 30 их серийных вариантов и модификаций. Всего построено 28016 экземпляров. Наряду с вариантами фронтового истребителя в серии строились истребители сопровождения с дальностью полёта до 2200 км, истребители с пушками калибра 37 мм и 45 мм, истребители-бомбардировщики с внутренней подвеской до 400 кг бомб, высотные перехватчики ПВО с потолком до 13 тыс. м, разведчики с фотооборудованием, двухместные учебно-тренировочные истребители. Проходили испытания опытные истребители: высотный *И-28* со скоростью 665 км/ч и потолком 12000 м (1940), трёхпушечный *И-30* (1941), *Як-7* с двумя дополнительными ПВРД (1944), *Як-3* с дополнительным ЖРД, показавший скорость 782 км/ч (1944), и др. Все они имели ПД *М-105* или *ВК-107* в различных модификациях. Истребители *Як* имели отработанную на спортивных самолётах АИР конструкцию: каркас фюзеляжа из стальных труб, деревянные (позже из дуралюмина) лонжероны, полотняную и фанерную (позже из дуралюмина) обшивку крыла. В условиях военного времени в ОКБ был выбран путь развития конструкции самолётов посредством систематического внесения сравнительно небольших изменений от серии к серии без ущерба для количественного выпуска. Улучшалась аэродинамика планёра и увеличивалась мощность двигателя, что обеспечило рост скорости серийных машин с 580 до 720 км/ч; усиливалось вооружение по калибру и числу огневых точек; по мере снижения дефицитности дуралюмина возрастала доля его применения, что позволяло снижать массу конструкции самолёта. Так, *Як-3* при массе 2660 кг был самым лёгким и манёвренным истребителем 2-й мировой войны. В ходе войны выявились преимущества истребителей *Як* перед самолётами, у которых преобладало какое-либо одно качество (например, скорость или мощность вооружения), и истребители *Як* строились в наибольших количествах — 36737 самолётов (около 60% выпуска всех советских истребителей в годы войны). На экспериментальном *Як-3* с ПД *ВК-108* в декабре 1944 была достигнута наибольшая скорость для советских самолётов с ПД — 745 км/ч. В декабре 1945 на базе серийного самолёта *Як-3* был построен реактивный истребитель *Як-15* (рис. 19 и рис. в табл. XXIII), отличавшийся в основном установкой ТРД в носовой части фюзеляжа с выхлопом под фюзеляж («реданная схема»). Лётные испытания начались 24 апреля 1946 в один день с истребителем *МиГ-9*. Это были первые советские самолёты с ТРД, положившие начало переходу советской авиации с поршневого двигателя на реактивную. Сохранение без изменений или с небольшими изменениями значительной части конструкции *Як-3*, его кабины и пилотажных характеристик облегчило и ускорило освоение *Як-15* в серийном производстве и в эксплуатации. *Як-15* стал первым реактивным самолётом, поступившим на вооружение отечественной авиации. Развитием *Як-15* явились серийные реактивные истребители

Як-17 (1946) и Як-23 (1947), находившийся также на вооружении ряда стран; первый в СССР серийный реактивный учебно-тренировочный самолёт Як-17УТИ (1947). Из опытных реактивных истребителей первого поколения можно выделить Як-19 (1947), на котором была применена форсажная камера конструкции ОКБ и ЦИАМ, и Як-50 (1949) с ТРД ВК-1, имевший наибольшую в то время скорость среди советских самолётов — 1170 км/ч (1950). Следующий этап в деятельности ОКБ — создание первого в СССР всепогодного перехватчика Як-25 (1952, см. рис. 20 и рис. в табл. XXV), поступившего в серийное производство. Размещение двух ТРД АМ-5 под крылом позволило освободить место для установки радиолокатора в носовой части фюзеляжа и обеспечить увеличение запаса топлива. Самолёт обладал рекордной для реактивных истребителей того времени продолжительностью полёта и мог длительное время барражировать при любых погодных условиях, а также ночью. По двухдвигательной схеме с крыльевой установкой ТРД были созданы серийные реактивные самолёты-разведчики Як-27 (1956), высотные самолёты Як-25РВ (1959), установившие четыре мировых рекорда; семейство сверхзвуковых боевых самолётов Як-28 (1958, см. рис. в табл. XXVI), включавшее первый советский сверхзвуковой фронтовой бомбардировщик, разведчики с большой дальностью обнаружения целей, перехватчики. Все модификации Як-28 имели одинаковые размах (11,64 м) и площадь (35,25 м<sup>2</sup>) крыла, длина несколько менялась и составляла около 20,5 м. На самолётах устанавливались по два двигателя Р11АФ-300. Бомбардировщик Як-28Л (1960) с двигателями Р11АФ2-300 имел нормальную взлётную массу 15545 кг (перегрузочная 17465 кг), максимальную скорость 1945 км/ч, практический потолок 16250 м, практическую дальность 2420 км. Вооружение — спаренная пушка ГШ-23Я.

С 60-х гг. ОКБ начало заниматься созданием самолётов вертикального (вертикального и короткого) взлёта и посадки — СВВП (СВ/КВП). Первым отечественным СВВП стал экспериментальный самолёт Як-36 (1963, см. рис. в табл. XXVIII) с двумя подъёмно-маршевыми ТРД с поворотными соплами и дополнительной системой *газодинамического управления* для вертикального и переходных режимов полёта. Изучение на Як-36 сложных явлений обтекания СВВП вблизи земли, взаимодействия аэродинамических и газодинамических систем управления, поворота вектора тяги и др. дало возможность создать первый в мире палубный СВ/КВП Як-38 (1970, см. рис. 21) с околосвуковой скоростью полёта. Самолёт поступил в серийное производство и на вооружение авианесущих кораблей типа «Киев». Комбинированная силовая установка Як-38, состоящая из одного подъёмно-маршевого двигателя и двух подъёмных двигателей, оказалась подходящей и для сверхзвуковых скоростей полёта без принципиальных изменений аэродинамической схемы самолёта, которая и использована при создании первого в мире сверхзвукового СВ/КВП Як-141 (1987). По аналогии с Як-38 на Як-141 использованы подъёмно-маршевый двигатель РД-79 с тягой 153 кН (для обеспечения сверхзвуковых скоростей полёта на самолёте впервые в мировой практике применено поворотное сопло с форсажной камерой) и два подъёмных двигателя РД-41 с тягой по 40,2 кН. Самолёт (длина 18,3 м, размах крыла 10,1 м) при максимальной взлётной массе 15,8 т (вертикальный взлёт) или 19,5 т (короткий взлёт) имеет максимальную скорость до 1800 км/ч, дальность полёта 2100 км, потолок 15 тыс. м. С 1980 в ОКБ создаются и передаются в серийное производство беспилотные ЛА с поршневыми двигателями и толкающими винтами для разведки и наблюдений с передачей видео- и др. информации в реальном времени.

**Десантные планеры и вертолёты.** В 1948 в ОКБ был создан планёр Як-14, строившийся серийно. Он мог буксироваться самолётом Ил-12 и предназначался для десантирования личного состава (до 25 человек) и тяжёлой боевой техники общей массой до 3200 кг при собственной массе 3000 кг. Грузовая кабина имела длину 8 м, ширину и высоту 2,4 м. Экспериментальный вертолёт Як (рис. 22 и рис. в табл. XXIII) с ПД М-11ФР-1, проходивший испытания в 1947, был первой работой ОКБ в области вертолётостроения, положившей начало освоению в СССР соосной схемы. Следующий вертолёт — Як-100 (1948, см. рис. 23) с ПД АИ-26ГРФЛ имел одновинтовую схему (с рулевым винтом). Як-100 успешно прошёл испытания и был рекомендован в производство, но серийно не строился (в серию был запущен созданный несколько ранее вертолёт Ми-1 ОКБ М. Л. Миля). В серии выпускался вертолёт Як-24 «Летающий вагон» (рис. 24 и рис. в табл. XXV) с

двумя ПД АШ-82В — крупнейший в мире в 1952—57; на нём были установлены два мировых рекорда грузоподъёмности. Это был первый в СССР вертолёт двухвинтовой продольной схемы, позволявшей осуществить «вагонную» компоновку грузового отсека, весьма удобную для размещения отдельных грузов. В 1959 Як-24 положил начало применению вертолёт в строительстве в качестве летающих кранов (восстановление Екатерининского дворца в г. Пушкине, прокладка газопровода). В процессе создания и доводки Як-24 был решён ряд сложных проблем, свойственных как вертолётам вообще, так и продольной схеме в особенности (в первую очередь — снижение вибраций). В своих модификациях Як-24 был доведён до значительного совершенства. Впервые в СССР в 1958 в систему управления вертолёт было включено устройство автоматической стабилизации по трём осям, значительно упростившее управление. В 1959 установили автопилот, разработанный по оригинальной схеме в ОКБ, и систему автотриммирования.

**Пассажирские самолёты.** Перевозить двух-трёх пассажиров в закрытой кабине могли рассмотренные ранее многоцелевые самолёты, начиная с АИР-5. Но первым специализированным пассажирским самолётом ОКБ с достаточно высоким для своего времени уровнем комфорта стал шестиместный двухдвигательный самолёт № 19 (Я-19), выдержавший государственные испытания в НИИ ГВФ в 1939 и рекомендованный в производство; однако в серии он не строился в условиях предвоенного времени. Самолёт был создан на базе учебно-тренировочного бомбардировщика УТ-3 и интересен как один из первых примеров удачного использования для создания пассажирского самолёта освоенной в серии конструкции военной машины. Аналогичным образом серийный четырёхместный штабной самолёт Як-6 (1942) послужил основой для создания Як-8 (1944) на 6 пассажиров; оба самолёта — с ПД М-11. В 1947 успешно прошёл государственные испытания Як-16 с ПД АШ-21, вмещавший 10 пассажиров. Все эти самолёты предназначались для сравнительно коротких воздушных линий и имели классическую для пассажирских самолётов схему низкоплана с крыльевой установкой двух двигателей. Для них характерна предельно лёгкая, простая и удобная в обслуживании конструкция. Эти особенности конструкции сохранил и Як-40 (1966, см. рис. 25 и рис. в табл. XXVIII) — первый реактивный пассажирский самолёт ОКБ, принесший на местные линии комфорт и скорость реактивных лайнеров. Он эксплуатируется с 1968; в 1966—80 построено свыше 1000 экземпляров, из которых 122 экспортированы в 18 зарубежных стран. Як-40 отличается высокой надёжностью и энерговооружённостью благодаря трём ТРДД АИ-25, расположенным в хвостовой части фюзеляжа; особенно пригоден для трудных условий эксплуатации, например с тропических, высокогорных и грунтовых аэродромов. Высокая автономность эксплуатации с небольших и малооборудованных площадок обеспечивается малой длиной разбега и пробега, наличием вспомогательной силовой установки, собственного трапа, конструкцией шасси и др. В процессе производства удалось увеличить число пассажирских мест с 24 до 32 и дальность с 600 до 1500 км, а также выпустить конвертируемый вариант с грузовым люком, легко переоборудуемый из пассажирского в грузовой. Як-40 — первый советский самолёт, сертифицированный по нормам лётной годности США (FAR-25) и закупившийся Италией, ФРГ. 120-местный Як-42 (1975, см. рис. 26 и рис. в табл. XXIX) с тремя ТРДД Д-36 создан по той же схеме и предназначен для ближнемагистральных и местных линий. На нём впервые в СССР применены высокоэкономичные ТРДД с большой степенью двухконтурности. Як-42 может эксплуатироваться с ВПП длиной 1800 м.

С начала крупносерийного выпуска самолётов Як в 1934 они непрерывно находятся в производстве и эксплуатации. Всего построено около 70 тыс. самолётов — более 100 серийных типов и модификаций.

*Лит.:* Яковлев А. С., Советские самолёты, 4 изд., М., 1982; Шавров В. Б., История конструкций самолётов в СССР до 1938 г., 3 изд., М., 1985; его же, История конструкций самолётов в СССР 1938—1950 гг., 2 изд., М., 1988.

*Ю. В. Засыткин.*

Табл. 1 — Спортивные и учебно-тренировочные самолеты Московского машиностроительного завода «Скорость»

Основные данные	Двухместные							Одноместные				
	АИР-1	АИР-7	УТ-2	АИР-12	Як-11	Як-18	Як-52	УТ-1	Як-32	ЯК-18ПМ	Як-50*	Як-55
Первый полёт, год.....	1927	1932	1935	1936	1945	1946	1974	1936	1961	1965	1972	1981
Начало серийного производства, год	—	—	1938	—	1946	1947	1978	1937	—	1965	1973	—
Тип и марка двигателя.....	1 ПД «Циррус»	1 ПД М-22	1 ПД М-11	1 ПД М-11	1 ПД АШ-21	1 ПД М-11ФР	1 ПД М-14П	1 ПД М-11Е	1 ТР Д РУ-19	1 ПД АИ-14ФР	1 ПД М-14П	1 ПД М-14П
Мощность двигателя, кВт....	47,8	353	80,9	80,9	515	118	265	118	—	221	265	265
Тяга двигателя, кН.....	—	—	—	—	—	—	—	—	8,83	—	—	—
Длина самолёта, м.....	6,99	7,8	7	7,17	8,5	8,03	7,68	5,78	10,13	8,23	7,68	7,48
Высота самолёта, м.....	2,65	3,1	3	2,25	3,28	3,07	2,7	1,98	3,5	3,35	2,13	2,2
Размах крыла, м...	8,85	11	10,2	11	9,4	10,6	9,5	7,3	9,4	10,6	9,5	8,2
Площадь крыла, м <sup>2</sup> .....	18,9	19,4	17,2	15,6	15,4	17	15	8,3	14,3	17	15	14,3
Взлётная масса, т	0,55	1,4	0,856	1,204	2,303	1,08	1,29	0,59	1,93	1,1	0,9	0,84
Масса пустого самолёта, т	0,335	1	0,616	0,558	1,743	0,765	1	0,43	1,434	0,944	0,765	0,705
Максимальная дальность полёта, км.....	500	1300	500	3000	930	1095	500	670	850	400	500	750
Максимальная скорость полёта, км/ч.....	150	332	230	235	490	245	285	257	663	320	320	305
Допустимые перегрузки . . .	—	—	—	—	—	—	—	+7	+8, —4	+9, —6	+9, —6	{{±} }9

\* Второй самолёт с таким обозначением; был также истребитель Як-50 (см. табл. 2).

Табл. 2 — Боевые самолёты Московского машиностроительного завода «Скорость»

Основные данные	ББ-22 (Як-4)	Як-1	Як-7 Б	Як-9	Як-9 У	Як-3	Як-3	Ян-15	Як-23	Як-50	Як-25

Первый полёт, год	1939	1940	1942	1942	1943	1943	1944	1946	1947	1949	1952
Начало серийного производства, год	1940	1940	1942	1942	1944	1944	—	1946	1949	—	1954
Число, тип и марка двигателей.....	2 ПД М-10 5	1 ПД М-10 5ПА	1 ПД М-10 5ПФ	1 ПД ВК-1 05ПФ	1 ПД ВК-1 07А	1 ПД ВК-1 05ПФ 2	1 ПД ВК-1 07А	1 ТРД РД-10	1 ТРД РД-50 0	1 ТРД ВК-1	2 ТРД АМ-5
Мощность двигателя, кВт.....	809	809	890	890	1210	949	1210	—	—	—	—
Тяга двигателя, кН	—	—	—	—	—	—	—	8,83	15,6	26,5	19,6
Длина самолёта, м	10,18	8,48	8,48	8,48	8,48	8,48	8,48	8,7	8,13	11,2	15,66
Размах крыла, м....	14	10	10	9,74	9,74	9,2	9,2	9,2	8,7	8	11
Площадь крыла, м <sup>2</sup>	29,4	17,15	17,15	17,15	17,15	14,85	14,85	14,85	13,5	16	28,9
Взлётная масса, т...	5,845	2,917	3,03	2,875	3,15	2,66	2,984	2,634	2,9	4,1	9,22
Масса пустого самолёта, т.....	4,25	2,316	2,396	2,282	2,477	2,105	2,346	1,918	1,99	3,085	6,21
Максимальная дальность полёта, км.....	960	850	820	1000	870	900	1060	510	1300	1100	3000
Максимальная скорость полёта, км/ч.....	574	580	593	598	700*	660	720	805	932	1170	1090
Практический потолок, км.....	10	10	9,9	10,4	11,9	10,8	11,8	13,35	15	16,6	13,9
Время набора высоты 5000 м, мин.....	5,45	6	5,8	4,9	4,1*	4,1	3,9	4,8	2,3	1,5	2,3
Экипаж, чел.....	2	1	1	1	1	1	1	1	1	1	2

\* У опытного самолёта.

Табл. 3 — Вертолёты Московского машиностроительного завода «Скорость»

Основные данные	Экспериментальный	Як-100	Як-24	Як-24У
Первый полёт, год	1947	1948	1952	1958
Начало серийного производства, год	—	—	1956	—
Число, тип и марка двигателей	1 ПД М-11ФР-1	1 ПД АИ-26ГРФЛ	2 ПД АИШ-82В	2 ПД АИШ-82В
Мощность	103	423	1250	1250

двигателя, кВт.....				
Диаметр несущего винта, м	10	14,5	20	21
Число лопастей .....	2+2	3	4+4	4+4
Длина фюзеляжа, м.....	6,53	17,55	22,4	21,3
Масса пустого вертолѐта, т....	1,02	2,09	14,27	15,83
Статический потолок, км.....	0,878	1,69	10,607	11
Динамический потолок, км.....	0,25	2,72	2	1,5
Дальность полѐта, км	2,7	5,25	4,2	2,7
Скорость полѐта, км/ч	235	325	265	255
Габаритные размеры грузовой кабины м:				
длина	150	170	175	175
высота	—	—	9,45	9,45
ширина	—	—	1,91	1,91
.....	—	—	1,91	2,31
Экипаж, чел.....	2	1	3	3
Число десантников (пассажиров)	—	2	20	40

Табл. 4 — Многоцелевые и пассажирские самолѐты Московского машиностроительного завода «Скорость».

Основные данные	Многоцелевые			Пассажирские			
	АИР-6	ЯК-12А	Як-18Т	№ 19	Як-40	Як-40	Як-42
Первый полѐт, год.....	1932	1957	1967	1939	1966	1973	1975
Начало серийного производства, год	1934	1958	1973	—	1967	1973	1977
Число, тип и марка двигателей....	1 ПД М-11	1 ПД АИ-14Р	1 ПД М-14П	2 ПД МВ-6	3 ТРДД АИ-25	3 ТРДД АИ-25	3 ТРДД Д-36
Мощность двигателя, кВт	80,9	191	265	177	—	—	—
Тяга двигателя, кН.....	—	—	—	—	14,7	14,7	63,7
Длина самолѐта, м.....	7,9	9	8,35	10,02	20,19	20,36	36,38
Высота самолѐта, м.....	3	3,85	3,24	4,44	6,5	6,5	9,83

Размах крыла, м.....	12,1	12,6	11,16	15	25	25	34,88
Площадь крыла, м <sup>2</sup> .....	19,8	22,6	18,8	33,4	70	70	150
Взлётная масса, т.....	0,993	1,6	1,62	2,95	13,15	16,1	53,5
Масса пустого самолёта, т.....	0,595	1,07	1,212	2,134	9,1	9,685	30,99
Масса коммерческой нагрузки, т....	0,17	0,327	0,225	0,43	2,28	2,72	14,5
Дальность полёта с максимальной коммерческой нагрузкой, км*.....	715	300	600	783	600	1500	1000
Крейсерская скорость полёта, км/ч	140	150	250	225	550	550	810
Максимальная скорость полёта, км/ч	170	210	300	—	—	—	—
Экипаж, чел.....	1	1	1	1	2	2	2
Число пассажиров.....	2	3	3	5	24	32	120

\* Для поршневых самолётов — техническая дальность, для реактивных — с резервом топлива.

**Рис. 1.** Эмблема самолётов марки Як.

**Рис. 2.** АИР-1.

**Рис. 3.** УТ-2.

**Рис. 4.** Як-18.

**Рис. 5.** ЯК-18А.

**Рис. 6.** Як-11.

**Рис. 7.** Як-30.

**Рис. 8.** УТ-1.

**Рис. 9.** Як-18ПМ.

**Рис.10.** Як-50.

**Рис. 11.** Як-55.

**Рис. 12.** АИР-6.

**Рис. 13.** Як-12А.

**Рис. 14.** Як-18Т.

**Рис. 15.** Як-4.

**Рис. 16.** Як-1.

**Рис. 17.** Як-9.

**Рис. 18.** Як-3.

**Рис. 19.** Як-15.

**Рис. 20.** Як-25.

**Рис. 22.** Экспериментальный вертолёт Як.

**Рис. 21.** Самолет вертикального взлёта и посадки Як-38.

**Рис. 23.** Як-100.

**Рис. 24.** Як-24.

**Рис. 25.** Як-40.

**Рис. 26.** Як-42.

**Якимов** Алексей Петрович (р. 1914) — советский лётчик-испытатель, полковник, заслуженный лётчик-испытатель СССР (1960), Герой Советского Союза (1966). Окончил Оренбургское военное авиационное училище (1937). Работал в ЛИИ и ОКБ А. Н. Туполева. Проводил испытания опытных самолётов, в том числе Ла-5, Ту-4, Ту-114. Испытывал системы заправки топливом в полёте. Выполнял высотные полёты на самолётах с ПД с турбокомпрессором. Награждён 2 орденами Ленина, орденом Красного Знамени, орденами Отечественной войны 1-й и 2-й степени, 5 орденами Красной Звезды, медалями.

**А. П. Якимов.**

**Яковлев** Александр Сергеевич (1906—1989) — советский авиаконструктор, академик АН СССР (1976; член-корреспондент 1943), генерал-полковник авиации (1946), дважды Герой Социалистического Труда (1940, 1957). В 20-е гг. **Я.** — один из зачинателей советского авиамоделизма, планеризма и спортивной авиации; в 1924 построил планёр АВФ-10, отмеченный на всесоюзных соревнованиях, в 1927 — лёгкий самолёт АИР-1. С 1924 моторист, с 1927 слушатель Военно-воздушной академии РККА имени профессора Н. Е. Жуковского (ныне ВВИА); одновременно конструировал лёгкие самолёты. По окончании академии (1931) инженер на авиационном заводе, где в 1932 сформировал КБ лёгкой авиации. С 1935 главный, в 1956—84 генеральный конструктор, в 1940—46 одновременно заместитель наркома авиационной промышленности. Под руководством **Я.** созданы многие широко известные самолёты, в том числе массовые учебные самолёты УТ-2 и УТ-1, бомбардировщик Як-4, истребители Як-1, Як-7, Як-9, Як-3, которые составили около 60% (свыше 36 тыс. экземпляров) построенных в годы Великой Отечественной войны истребителей и были в числе лучших самолётов своего класса. Они отличались оптимальным сочетанием скорости, вооружения и манёвренности и сыграли большую роль в разгроме немецко-фашистской авиации. **Я.** — один из первых создателей реактивной авиации. В числе конструкций, созданных **Я.**, реактивные истребители Як-15 (один из первых в СССР), Як-17, Як-23, Як-25 (первый всепогодный перехватчик), Як-28 (первый советский сверхзвуковой фронтовой бомбардировщик); первый советский самолёт вертикального взлёта и посадки Як-36 и его боевой палубный вариант Як-38; десантный планёр Як-14; двухвинтовой вертолёт продольной схемы Як-24; учебные самолёты Як-11, Як-18, Як-18Т и Як-52, многоцелевой самолёт Як-12; спортивные самолёты Як-18П, Як-18ПМ, Як-50, Як-55 (на которых советские летчики побеждали на чемпионатах мира и Европы по высшему пилотажу); реактивные пассажирские самолёты Як-40 и Як-42. Под руководством **Я.** создано более 100 серийных типов и модификаций самолётов, построенных в количестве около 70 тыс. экземпляров. **Я.** создал свою школу в самолётостроении, для которой характерна высокая культура проектирования, стремление к простоте конструктивного решения и широта творческого диапазона — самолёты боевые, пассажирские, лёгкие многоцелевые и учебно-спортивные. На самолётах **Я.** установлено

74 мировых рекорда. Депутат ВС СССР в 1946—89. Ленинская премия (1972), Государственная премия СССР (1941, 1942, 1943, 1946, 1947, 1948, 1977). **Я.** присуждена Золотая авиационная медаль ФАИ. Награждён 10 орденами Ленина, орденом Октябрьской Революции, 2 орденами Красного Знамени, орденами Суворова 1-й и 2-й степени, 2 орденами Отечественной войны 1-й степени, орденами Трудового Красного Знамени, Красной Звезды, медалями, французскими орденами Почётного легиона и Офицерского креста. Имя **Я.** носит *Московский машиностроительный завод «Скорость»*. Бронзовый бюст **Я.** установлен в Москве. См. ст. *Як.*

**Соч.:** Рассказы авиаконструктора, 4 изд., М., 1974; Записки конструктора, М., 1979; Советские самолеты, 4 изд., М., 1982; Цель жизни, 5 изд., М., 1987.

**А. С. Яковлев.**

**Янгель** Михаил Кузьмич (1911—1971) — советский учёный и конструктор в области авиационной и ракетно-космической техники, академик АН СССР (1966), дважды Герой Социалистического Труда (1959, 1961). Окончил МАИ (1937). Работал в ОКБ Н. Н. Поликарпова; принимал участие в разработке истребителей И-16, И-17, двухмоторного истребителя сопровождения и др. самолётов. С 1944 работал в ОКБ А. И. Микояна и В. М. Мясищева. В 1952—54 директор НИИ. С 1954 главный конструктор КБ. Депутат ВС СССР с 1966. Ленинская премия (1960), Государственная премия СССР (1967). Награждён 4 орденами Ленина, орденом Октябрьской Революции, медалями. Бронзовый бюст установлен в Усть-Илимске (Иркутская область). В Нижнеилимске сооружён памятник **Я.**, его имя носит Харьковский институт радиоэлектроники. Именем **Я.** назван кратер на Луне, пик на Памире.

**Лит.:** **Стражева И. В.**, Тюльпаны с космодрома, М., 1978.

**М. К. Янгель.**

**Яненко** Николай Николаевич (1921—1984) — советский учёный в области математики и механики, академик АН СССР (1970; член-корреспондент с 1966), Герой Социалистического Труда (1981). Окончил Томский государственный университет (1942). Участник Великой Отечественной войны. В 1948—53 в Географическом институте АН СССР, с 1963 заведующий лабораторией Вычислительного центра Сибирского отделения АН СССР, одновременно с 1964 заведующий кафедрой Новосибирского университета. В 1976—84 директор Института теоретической и прикладной механики Сибирского отделения АН СССР. Автор фундаментальных работ по вычислительной математике, газовой динамике, дифференциальной геометрии. Разработанный им метод дробных шагов решения многомерных задач математической физики нашёл многочисленные применения в аэродинамических расчётах. Государственная премия СССР (1953, 1972, 1985, посмертно). Награждён орденами Ленина, Октябрьской Революции, 3 орденами Трудового Красного Знамени, орденом Красной Звезды.

**Соч.:** Метод дробных шагов решения многомерных задач математической физики, Новосибирск, 1967; **Рождественский Б. Л.**, **Яненко Н. Н.**, Системы квазилинейных уравнений и их приложение к газовой динамике, 2 изд., М., 1976.

**Лит.:** Н. Н. Яненко. Очерки, статьи, воспоминания, сост. Н. Н. Бородина, Новосибирск, 1988.

**Н. Н. Яненко.**

**Ярцев** Сергей Александрович (1906—1981) — советский конструктор авиационного автоматического оружия. Работая в КБ (с 1926), окончил механический техникум (1931). В начале 40-х гг. совместно с *А. А. Волковым* разработал авиационную пушку *ВЯ*. Государственная премия СССР (1942). Награждён орденами Ленина, Отечественной войны 1-й и 2-й степени, медалями.

**С. А. Ярцев.**

**Яценко** Владимир Панфилович (1892—1964) — советский авиаконструктор, лётчик. Участник Гражданской войны. Окончил Курское императорское реальное училище (1915), МАИ (1932). Конструктор самолётов на предприятиях В. В. Слюсаренко, *А. А. Пороховщикова* и Ю. А. Меллера. В 20—30-е гг. работал в конструкторских коллективах *Н. Н. Поликарпова* и *С. А. Кочеригина* на московских авиационных заводах № 1, 25, 39. В 1937 возглавил КБ на авиационном заводе № 81 в Тушине, где строились его истребитель И-28 и ранее разработанный совместно с Кочеригиным двухместный истребитель ДИ-6. В 1941—48 работал на серийных заводах № 1 (эвакуирован в Куйбышев) и № 30 (в Москве), строивших самолёты МиГ-3, Ил-2, Ил-10, МиГ-9, МиГ-15, Ил-12, Ил-14, Ил-28. С 1949 заместитель *А. И. Микояна*, а с 1953 заместитель *С. В. Ильюшина*. Лауреат Государственной премии СССР (1950). Награждён орденом Ленина.

**В. П. Яценко.**

## Приложения

### Приложение I

#### К ИСТОРИИ ВОЗДУХОПЛАВАНИЯ И АВИАЦИИ (хроника событий и фактов)

**1475**

Леонардо да Винчи дал эскизы и описание геликоптера, парашюта и орнитоптера.

**1670**

Опубликован труд Ф. Лана, содержащий проект воздушного судна на аэростатическом принципе — с шарообразными ёмкостями, из которых откачан воздух (Италия).

**1687**

В «Математических началах натуральной философии» И. Ньютон подробно исследовал проблему сопротивления движению тел в жидкости и, в частности, установил пропорциональность сопротивления квадрату скорости.

**1738**

В работе Д. Бернулли «Гидродинамика» с единых позиций изложены основы гидродинамики и, в частности, доказана теорема, известная теперь как уравнение (интеграл) Бернулли.

**1740**

Б. Робинс (Великобритания) создал первую экспериментальную установку для изучения движения (в том числе определения сопротивления) артиллерийских снарядов — баллистический маятник.

**1744**

*Ж. Л. Даламбер* в «Трактате о равновесии и движении жидкости, предназначенном продолжить трактат о динамике» вывел равенство нулю сопротивления тела при движении его в идеальной жидкости — парадокс Даламбера — Эйлера (последнему принадлежит математическое объяснение этого парадокса).

**1754**

**12 (1)\* июля** — М. В. Ломоносов демонстрировал в Академии наук «аэродромическую машину» — модель вертолета с двумя противоположно вращающимися винтами.

\* Здесь и далее в скобках — дата по старому стилю.

**1755**

В работе Л. Эйлера «Общие принципы движения жидкости» дан вывод уравнений динамики идеальной жидкости (в аэро- и гидродинамике известны как уравнения Эйлера).

**1783**

**21 ноября** — Первый свободный полет людей (Ж. Ф. Пилатр де Розье и Ф. д'Арланд) на тепловом аэростате братьев Монгольфье.

**1 декабря** — Ж. А. С. Шарль и М. Робер совершили полёт на водородном аэростате.

**5 декабря (24 ноября)** — Первый в России (Санкт-Петербург) публичный пуск небольшого (диаметр 40 см) теплового аэростата.

**Декабрь** — Первый спуск человека на парашюте — французский физик Л. С. Ленорман — с башни обсерватории.

**1784**

**28 апреля** — Модель вертолётa Б. Лонуа и Ж. Бьенвеню взлетела под купол зала Французской академии.

**1785**

**7 января** — Перелёт французского механика Ж. П. Бланшара и американского учёного Дж. Джефриса на аэростате через пролив Ла-Манш.

**1788—91**

Опубликованы работы Ж. Л. Лагранжа «Аналитическая механика» (1788) и «Мемуары о теории движения жидкостей» (1791), в которых исследуются уравнения гидродинамики.

**1794**

**Май** — Первое применение воздухоплавательного ЛА в войне; при защите крепости Мобеж французы использовали привязной аэростат для наблюдения за австро-голландскими войсками.

**1797**

**22 октября** — Первый успешный спуск на парашюте с аэростата совершил в Париже А. Ж. Гарнерен.

**1799**

Дж. Кейли изобразил на чертеже планёр (самолет) в трёх проекциях.

**1803**

**2 июля (20 июня)\*** — Французский воздухоплаватель А. Ж. Гарнерен со своей женой совершили первый в России полёт на тепловом аэростате (Санкт-Петербург).

**1804**

**12 июля (30 июня)\*** — Состоялся первый в России полёт на аэростате с научными целями — академик Я. Д. Захаров с фламандским ученым и воздухоплавателем Э. Робертсоном.

**1808**

**12 ноября** — Публичный подъем в Вене Я. Догена на своем гибридном ЛА (орнитоптер, частично уравновешенный водородным баллоном).

**1842**

**29 сентября** — У. Хенсон опубликовал проект самолёта с паровым двигателем, на который он 28 марта 1843 зарегистрировал патентную заявку.

Английский изобретатель У. Филипс провёл испытания модели вертолётa с реактивным винтом (четырёхлопастный винт укреплен на одной оси с сегнеровым колесом, приводимым во вращение водяным паром). Модель явилась первым ЛА тяжелее воздуха тепловым двигателем.

**1847**

**27 сентября** — Ван Гокк в Брюсселе продемонстрировал подъём гибридного ЛА (вертолёт с аэростатом, уравновешивающим вес аппарата).

**1849**

**22 августа** — Австрийцы при осаде Венеции осуществили бомбардировку города зажигательными бомбами с беспилотных аэростатов.

**1852**

**24 сентября** — Первый полёт А. Жиффара на дирижабле с паровым двигателем.

**1853**

Дж. Кейли построил планёр, который был испытан в свободном полёте с человеком на борту.

**1857**

**2 мая** — Патент на проект самолёта с паровым двигателем, тянущим винтом и трехколёсным шасси выдан Ф. Дю Тамплю.

Француз Ж. М. Ле Бри совершил непродолжительный свободный полёт на планёре, взлёт которого был осуществлён буксировкой с помощью конной повозки.

**1858**

В работе Г. Л. Ф. Гельмгольца «Об интегралах уравнения гидродинамики, соответствующих вихревому движению» впервые доказана особая форма движения жидкостей, названная вихревым движением.

**1863**

**30 июля** — Ф. Турнашон (Надар), французский журналист, энтузиаст динамического полёта, выступил в Париже со своим «Манифестом динамического воздухоплавания». Переведённый на многие европейские языки и помещённый в газетах и журналах доклад способствовал усилению интереса широких масс к авиации.

**21 (9) октября** — А. В. Эвальд опубликовал в Санкт-Петербурге статью «Воздухоплавание» с изложением основных принципов устройства самолёта.

**1866**

**12 января** — Основано Аэронавтическое общество Великобритании (позднее — Королевское авиационное общество).

**1867**

**19 октября** — Патент на проект самолёта с пульсирующим ВРД выдан Н. А. Телешову во Франции. Это был один из первых в мире проектов реактивного самолёта.

**1868**

В работе Г. Л. Ф. Гельмгольца «О прерывных движениях жидкости» предложена схема течения с поверхностями тангенциального разрыва и разработан математический аппарат для анализа струйных течений идеальной жидкости.

**1869**

**21 (9) декабря** — При Главном инженерном управлении Военного министерства образован первый в России официальный орган по военному воздухоплаванию — Комиссия для обсуждения вопросов применения воздухоплавания к военным целям.

А. Н. Лодыгин предложил проект вертолѐта с приводом винтов от электродвигателя («электролѐт»).

## 1870

**23 сентября 1870—28 января 1871** — Крупномасштабная воздушная операция во время франко-прусской войны: из осаждѐнного Парижа на 66 аэростатах было вывезено 155 человек, около 3 млн. писем и 400 почтовых голубей (для обратной связи с Парижем).

## 1871

В журнале «Морской сборник» № 6 опубликован труд М. А. Рыкачѐва «Первые опыты над подъемной силой винта, вращаемого в воздухе».

В. А. Пашкевич построил первую в России аэродинамическую трубу для исследования сопротивления снарядов.

Ф. Уэнхем (Великобритания) использовал аэродинамическую трубу для опытов с моделями самолѐтов.

## 1874

**22 марта** — Высотный подъем (7300 м) французских учѐных Т. Сивеля и Ж. Кроче-Спинелли на аэростате «Полярная звезда»; для нормального дыхания на высоте аэронавты имели мешки, наполненные воздухом с повышенным содержанием кислорода.

## 1875

**19(7) октября** — В докладе на заседании физического общества при Петербургском университете Д. И. Менделеев выдвинул идею аэростата с герметичной гондолой для исследования высотных слоев атмосферы.

## 1876

Д. Ж. У. Рѐлей в работе «О сопротивлении жидкостей» вычислил по схеме Гельмгольца — Кирхгофа сопротивление плоской пластины, установленной под произвольным углом атаки в потоке несжимаемой жидкости.

## 1880

**Январь** — В Санкт-Петербурге начал выходить журнал «Воздухоплаватель» — первое в России периодическое издание в данной области.

**Апрель** — Опубликован классический труд Д. И. Менделеева «О сопротивлении жидкостей и о воздухоплавании».

## 1881

**1 января 1881 (20 декабря 1880)** — Русское техническое общество открыло в своём составе VII (воздухоплавательный) отдел.

**4 апреля (23 марта)** — Народоволец Н. И. Кибальчич, находясь в Петропавловской крепости, за несколько дней до казни составил записку и дал эскиз ракетного ЛА с качающейся камерой сгорания для управления вектором тяги (опубликованы в 1918).

**15 (3) ноября** — А. Ф. Можайскому выдан первый в России патент на проект ЛА — моноплана с тремя воздушными винтами (с приводом от двух паровых машин).

## 1883

**Июнь** — А. Ф. Можайский построил самолёт с паровыми двигателями.

**8 октября** — Первый подъём братьев Тиссандье на своём дирижабле с электродвигателем мощностью 1,1 кВт.

В работе О. Рейнольдса «Экспериментальное исследование условий, при которых движение воды происходит по прямой или извилистой линии, и закон сопротивления в параллельных каналах» показано существование двух видов течения — ламинарного и турбулентного — со сменой ламинарного режима течения турбулентным при определённом значении некоторого безразмерного параметра, названного впоследствии числом Рейнольдса.

**1884**

**9 августа** — Первый полёт Ш. А. Ренара и А. Кребса на дирижабле «Франция» с электродвигателем, мощность которого (6,5 кВт) позволяла при слабом ветре возвратиться к месту старта (новое для того времени качество воздухоплавательного ЛА).

**1885**

**7 февраля (26 января)** — Начало военного воздухоплавания в России: в Санкт-Петербурге сформирована кадровая воздухоплавательная команда (командир А. М. Кованько).

**Июль** — Испытания самолёта А. Ф. Можайского.

**1889**

О. Лилиенталь опубликовал свой труд «Полёт птиц как основа искусства летать» (в 1891—96 он совершил свыше 2 тыс. полётов на планерах различной конструкции).

**1890**

**9 октября** — Моноплан К Адера «Эол» с паровой машиной и тянущим винтом совершил «прыжок» на расстояние около 50 м.

В работе Н. Е. Жуковского «Видоизменение метода Кирхгофа для определения движения жидкости в двух измерениях при постоянной скорости, данной на неизвестной линии тока» в рамках теории идеальной жидкости изложен метод определения сопротивления профиля, состоящего из произвольного числа прямолинейных отрезков.

**1891**

**3 ноября (22 октября)** — На заседании Московского математического общества Н. Е. Жуковский сделал доклад «О парении птиц», в котором дал теоретическое обоснование фигурных полётов, и в частности «мёртвой петли».

**1892**

В работе русского математика и механика А. М. Ляпунова «Общая задача об устойчивости движения» предложен общий метод исследования устойчивости движения механической системы (проблема обеспечения устойчивости полёта ЛА имела первостепенное значение на всех этапах развития авиации). В статье С. К. Дзевецкого «Определение элементов гребных винтов» впервые предложен теоретический подход к объяснению работы воздушного винта.

**1893**

При испытаниях на привязи мультиплан Г. Филиппа (Великобритания) с 50 плоскостями поднимался на высоту около 1 м и пролетал по кругу расстояние около 60 м.

**1894**

**Май** — Опубликован труд К. Э. Циолковского «Аэроплан или птицеподобная (авиационная) летательная машина», в котором рассматривается проект цельнометаллического свободносущего моноплана хорошо обтекаемой формы.

**31 июля** — При испытании самолёта Х. С. Максима, оснащённого двумя паровыми машинами, произошёл кратковременный отрыв самолёта от рельсовой дорожки.

## 1896

**Июнь** — Планёр с бипланной коробкой крыльев построил О. Шанют при участии А. Херинга. За год на нём было выполнено около 1000 полётов продолжительностью до 14 с и дальностью до 110 м.

## 1897

**12 и 14 октября** — Неудачные попытки полёта на самолёте К. Адера «Авьон III».

**3 ноября** — Первый подъём цельнометаллического дирижабля конструкции Д. Шварца в Берлине закончился разрушением ЛА из-за отказа двигателя.

Русский изобретатель П. Д. Кузьминский провёл испытания отдельных узлов своего парового ГТД — «газопаророда».

В Санкт-Петербурге опубликована работа И. В. Мещерского «Динамика точки переменной массы»; уравнения движения и др. результаты этой работы являются основополагающими для механики траекторного движения ЛА с РД и ВРД.

К. Э. Циолковский построил в Калуге аэродинамическую трубу («воздуходувку»).

## 1900

**2 июля** — Первый подъём дирижабля Ф. Цепелина жёсткой конструкции.

**15 сентября** — В Париже открылся 1-й Международный воздухоплавательный конгресс. В числе представителей от России — Н. Е. Жуковский.

## 1901

**19 октября** — А. Сантос-Дюмон на своём дирижабле № 6 (с бензиновым двигателем) из воздухоплавательного парка аэроклуба Франции совершил полёт по замкнутому маршруту, обогнув Эйфелеву башню.

## 1902

**13 ноября** — Первый полёт дирижабля «Лебоди» полужёсткой конструкции (Франция).

Под руководством Н. Е. Жуковского в Московском университете построена аэродинамическая труба, в которой он провёл первые опыты по аэродинамике. С. А. Чаплыгин опубликовал докторскую диссертацию «О газовых струях», в которой впервые разработал методы исследования движения газа при скоростях, близких к скорости звука.

## 1903

**7 октября** — Попытка полёта на самолёте, построенном С. Ленгли и оборудованном поршневым двигателем, успеха не имела (8 декабря предпринята вторая попытка, также неудачная).

**17 декабря** — Первые управляемые устойчивые полёты на самолёте с поршневым двигателем совершили братья Райт.

## 1904

10 мая (27 апреля) — основан Аэродинамический институт в Кучине [14 (1) января 1905 состоялось его официальное открытие].

В работе Л. Прандтля «О движении жидкости с очень малым трением» изложены основы теории пограничного слоя и дано объяснение явления отрыва потока от обтекаемой поверхности.

## 1905

14 октября — В Париже образована Международная авиационная Федерация (ФАИ).

28 (15) ноября — В докладе «О присоединённых вихрях» в Московском математическом обществе Н. Е. Жуковский изложил теорему о подъёмной силе профиля крыла.

## 1906

23 октября — А. Сантос-Дюмон на своём самолёте 14бис пролетел около 60 м, а 12 ноября — 220 м за 21,2 с (этот полёт считается первым официально зарегистрированным полётом в Европе).

## 1907

29 сентября — Вертолёт, построенный братьями Бреге, с пилотом на борту оторвался от земли, но его устойчивость была обеспечена с помощью наземного персонала.

13 ноября — П. Корню (Франция) на своём вертолёте совершил свободный подъём на небольшую высоту (в последующих испытаниях осуществлён подъём с двумя людьми на борту).

Опубликована работа Ф. У. Ланчестера «Аэродинамика», включающая соображения о циркуляции как о причине образования подъёмной силы и о концевых вихрях как о причине появления индуктивного сопротивления крыла.

## 1908

29 (16) января — Собрание учредителей Всероссийского аэроклуба.

10 сентября (28 августа) — Начались полёты первого построенного в России управляемого аэростата «Учебный».

## 1909

20 мая — А. П. Тиссандье установил первый официально зарегистрированный ФАИ мировой рекорд скорости (54,77 км/ч) на биплане конструкции братьев Райт.

25 июля — Л. Блерио совершил перелёт через пролив Ла-Манш на своём моноплане № 11.

Июль — Начал работать самолётостроительный завод акционерного общества «Первое Российское товарищество воздухоплавания С. С. Щетинин и К<sup>o</sup>».

22—29 августа — Первые международные состязания на ЛА прошли в Реймсе под Парижем.

25 сентября — 17 октября — В Париже прошла первая авиационная выставка — Аэронавтический салон. Раньше, в декабре 1908, состоялась совместная автомобильная и авиационная выставка.

22 октября — Р. де Ларош (Франция) первой из женщин совершила полёт на самолёте (8 марта 1910 она стала первой дипломированной лётчицей).

24 (11) октября — Первый в России демонстрационный полёт на самолёте «Буазен» совершил французский механик Ж. Легань, пролетев около 1,5 км на высоте 10 м на Гатчинском военном поле.

**Октябрь** — В Московском техническом училище, Петербургском институте инженеров путей сообщения, Петербургском, Киевском и Донском (Новочеркасском) политехнических институтах началось чтение лекций по воздухоплаванию.

**Декабрь** — Всероссийский аэроклуб вступил в ФАИ и получил право регистрации мировых авиационных и воздухоплавательных рекордов, устанавливаемых в России, а также выдавать пилотские дипломы, действительные во всех странах.

Л. Прандтль в Гёттингене, а А. Г. Эйфель и О. Раго в Париже основали аэродинамические лаборатории.

## 1910

**11 марта** — Первый полёт самолёта D.5 схемы «бесхвостка» Д. Данна (Великобритания).

**14 (1) марта и 11 апреля (29 марта)** — С. А. Чаплыгин сделал доклад «О давлении плоскопараллельного потока на преграждающие тела (к теории аэроплана)» в Московском математическом обществе.

**21 (8) марта** — В Одессе состоялись первые в России публичные полёты русского лётчика М. Н. Ефимова на «Фармане-IV».

**28 марта** — Первый в мире успешный взлёт с воды совершил на своём гидросамолёте А. Фабр.

**Март** — Начало подготовки авиационных военных специалистов в России: командировано во Францию 7 офицеров для обучения полетам и 6 нижних чинов для подготовки из них мотористов.

**5 мая** — В Париже открылась Международная конференция «для регулирования юридических отношений, возникающих из передвижений по воздуху». Участвовало 18 государств, в том числе Россия.

**8—15 мая (25 апреля — 2 мая)** — В Санкт-Петербурге (на Коломяжском ипподроме) прошла первая в России международная неделя авиации.

**5 июня (23 мая)** — Первый в России полёт самолета отечественной постройки («Кудашев-1») совершил в Киеве на Сырецком ипподроме профессор А. С. Кудашев.

**16 (3) июня** — Первый полёт на своём биплане С-2 совершил И. И. Сикорский на Куренёвском поле в Киеве.

**19 (6) июня** — Полёт на самолёте «Гаккель-III» совершил на Гатчинском аэродроме под Санкт-Петербургом В. Ф. Булгаков.

**12 августа (30 июля)** — Начало испытательных полётов первого отечественного военного дирижабля «Кречет».

**27 августа** — Дж. Маккарди осуществил радиопередачу с самолёта на землю (США).

**21 сентября — 12 октября (8—29 сентября)** — Всероссийский праздник воздухоплавания. Соревнования на Комендантском аэродроме в Санкт-Петербурге показали высокий класс русских лётчиков.

**14 ноября** — Взлёт с палубы корабля совершил Ю. Эли (США) на биплане Г. Кёртисса (он же 18 января 1911 совершил посадку на палубу корабля).

**24 (11) ноября** — Открылась Севастопольская офицерская школа авиации.

**10 декабря** — А. Коандэ продемонстрировал полёт самолёта с силовой установкой реактивного типа, включающей ПД и приводимый им центробежный компрессор.

## 1911

**Март** — Начала выходить (отдельными выпусками) работа Н. Е. Жуковского «Теоретические основы воздухоплавания».

**23 (10) апреля** — В Санкт-Петербурге открылась Международная воздухоплавательная выставка.

**25—30 (12—17) апреля** — В Санкт-Петербурге проходил 1-й Всероссийский воздухоплавательный съезд (председатель Н. Е. Жуковский).

**18 (5) мая** — Б. Н. Юрьев опубликовал схему одновинтового вертолётa с рулевым винтом и автоматом перекоса несущего винта.

**23—24 (10—11) июля** — Первое в России состязание самолётов на протяжённом маршруте — перелёт Санкт-Петербург — Москва (из 9 участников конечного пункта достиг лишь А. А. Васильев).

**3 августа** — Первый полёт самолёта-амфибии «Канар», пилотируемого А. Фабром.

**14 (1) сентября — 22 (9) октября** — Первый конкурс отечественных военных самолётов состоялся в Санкт-Петербурге.

**22 октября** — Первое применение авиации в войне: итальянский капитан Пьяцца произвёл разведывательный полёт над турецкими позициями вблизи Триполи на моноплане «Блерио».

**9 ноября (27 октября)** — Г. Е. Котельников подал заявку на ранцевый парашют.

**22 (9) ноября** — Радиопередачу с самолёта на землю осуществил Д. М. Сокольников (Россия).

В работе Т. Кармана и Г. Рубаха «Механизм сопротивления жидкости и воздуха» исследована устойчивость вихревой дорожки, образующейся за обтекаемым телом, и дан метод расчёта сопротивления, обусловленного этой дорожкой.

## 1912

**1 марта** — Первый прыжок с парашютом с самолёта выполнил А. Берри в Сент-Луисе (США).

**5 марта** — Первое применение дирижаблей в войне: на итальянских дирижаблях Р-1 и Р-3 проведена рекогносцировка турецких позиций вблизи Триполи.

**1 октября (18 сентября)** — Н. Е. Жуковский сделал в Московском математическом обществе доклад «Вихревая теория гребного винта», в котором предложена теория винта, основанная на концепции присоединённых и свободных вихрей.

**12 ноября** — Первый катапультный взлёт (на гидросамолёте Кёртисс А-1) с палубы корабля совершил Т. Эллисон (США).

В работе Л. Прандтля «Теория крыла» изложена вихревая теория крыла конечного размаха.

Впервые демонстрировался в полёте гиросtabilизатор (автопилот) Э. А. Сперри (США).

Совершил полёт первый цельнометаллический самолёт «Тюбавион» Понша и Примара (Франция).

## 1913

**27—28 (14—15) марта** — Начало испытаний (рулёжки и подлёты) биплана «Гранд» И. И. Сикорского. При этих испытаниях, как и в первом полёте 10 мая (27 апреля), использовались два из четырёх попарно расположенных по схеме «тандем» двигателей, а с 5 августа (23 июля) самолёт, назван «Русским витязем», испытывался с четырьмя двигателями, установленными на крыле в ряд.

**16 апреля** — В Монако состоялись первые состязания гидросамолётов на Шнейдера кубок.

**9 сентября (27 августа)** — П. Н. Нестеров впервые выполнил «мёртвую петлю» (названную позже «петлёй Нестерова») на серийном самолёте «Ньюпор-IV».

**23 (10) декабря** — Первый полёт биплана «Илья Муромец» И. И. Сикорского — первого серийного четырёхдвигательного самолёта, ставшего родоначальником бомбардировочной авиации.

Начало серийного выпуска на рижском заводе «Мотор» ротативного авиадвигателя К-80 Ф. Г. Калепа.

## **1913—16**

Издан курс лекций Н. Е. Жуковского «Динамика аэропланов в элементарном изложении», в котором приведён ряд оригинальных методов, в том числе методы тяг и мощностей, ставших основой аэродинамического расчёта, а также методы исследования продольной и поперечной устойчивости самолёта.

## **1914**

**29—30 (16—17 июня)** — Перелёт Петербург — Киев на самолёте «Илья Муромец» — первый в России рекордный перелёт на самолёте отечественной конструкции.

**21 августа — 13 сентября (8—31 августа)** — Первые полёты на самолёте в Арктике (в поисках экспедиции Г. Я. Седова) совершили Я. И. Нагурский с Е. В. Кузнецовым на поплавковом биплане «Фарман» в районе Новой Земли, достигнув 76° с. ш.

**8 сентября (26 августа)** — П. Н. Нестеров впервые применил таран как один из способов ведения воздушного боя (при этом погиб).

Опубликован труд С. А. Чаплыгина «Теория решетчатого крыла», в котором обоснована идея разрезного механизированного крыла.

## **1915**

**19 января** — Первый налёт немецких дирижаблей на Великобританию.

**Январь** — Начало лётных испытаний летающей лодки М-5 Д. П. Григоровича.

**3 марта** — В США основан Национальный консультативный комитет по аэронавтике (с 1 октября 1958 — Национальное управление по аэронавтике и исследованию космического пространства — НАСА).

**12 декабря** — Первый полёт цельнометаллического свободнонесущего моноплана Г. Юнкерса J.1.

## **1916**

**7 января 1916 (25 декабря 1915)** — Первый полёт летающей лодки М-9 Д. П. Григоровича.

**12 сентября** — Первое испытание радиоуправляемого самолёта-снаряда «Хевит-Сперри» (США).

**Ноябрь** — Комиссия, созданная при Авиационном расчетно-испытательном бюро Московского технического училища (Н. Е. Жуковский — председатель, А. Н. Туполев, А. А. Архангельский, В. П. Ветчинкин, С. П. Тимошенко и др.), рассмотрела вопросы, связанные с требованиями к прочности самолёта.

**Осень** — К. К. Арцеулов впервые в России преднамеренно ввёл самолёт в штопор и доказал возможность выхода из него.

## **1917**

**10 ноября (28 октября)** — Военно-революционный комитет образовал Бюро комиссаров авиации и воздухоплавания, которое приступило к формированию первых красногвардейских авиаотрядов для борьбы с войсками Керенского — Краснова под Петроградом. Начало зарождения воздушного флота в Советской России.

## 1918

**2 января 1918 (20 декабря 1917)** — Создана Всероссийская коллегия по управлению Воздушным флотом Республики.

**28 (15) января** — Декрет СНК об организации Рабоче-Крестьянской Красной Армии (РККА), в состав которой вошла и авиация (24 мая образовано Главное управление Рабоче-Крестьянского Красного Воздушного Флота — Главвоздухофлот).

**24 марта** — На Московском аэродроме организована «Летучая лаборатория» — лётный отдел Авиационного расчетно-испытательного бюро МВТУ (руководитель бюро Н. Е. Жуковский).

**20 июня** — Вышел первый номер «Вестника воздушного флота» — первого советского авиационного журнала (с января 1962 называется «Авиация и космонавтика»).

**28 июня** — Декрет СНК о национализации основных отраслей промышленности России (в том числе предприятий по производству ЛА).

**1 декабря** — В Москве основан Центральный аэрогидродинамический институт — ЦАГИ, который возглавил Н. Е. Жуковский.

Опубликована работа Н. Е. Жуковского «Исследования устойчивости конструкции аэроплана», которая положила начало отечественным исследованиям в области строительной механики самолёта.

В работе В. П. Ветчинкина «Требования, которым должен удовлетворять аэроплан с динамической и аэродинамической стороны» сформулированы требования к устойчивости самолёта.

## 1919

**14—15 июня** — Первый беспосадочный перелет через Северную Атлантику совершили Дж. У. Алкок и А. У. Браун на самолёте Викарс «Вими» (Великобритания).

**2—6 июля** — Первый перелёт через Атлантический океан выполнен на дирижабле R-34 (Великобритания).

**25 августа** — Открытие первой регулярной коммерческой международной авиалинии Лондон — Париж.

## 1920

**16 сентября** — В Москве организован Центральный институт труда, ставший впоследствии исследовательской организацией в области технологии авиастроения (с 1947 — Научно-исследовательский институт технологии и организации производства).

**21 сентября** — Приказом Реввоенсовета Республики при Главном управлении Рабоче-Крестьянского Красного Воздушного Флота создан Опытный аэродром, предназначенный для проведения лётных испытаний самолётов и др. авиационной техники (в 1926 преобразован в Научно-испытательный институт ВВС РККА).

**26 сентября** — Приказом Реввоенсовета Республики Московский авиатехникум реорганизован в Институт инженеров Красного Воздушного Флота имени Н. Е. Жуковского (впоследствии — военно-воздушная инженерная академия имени профессора Н. Е. Жуковского).

**3 декабря** — Декретом СНК установлена ежегодная премия Н. Е. Жуковского за лучшие труды по математике и механике и решено издать труды Н. Е. Жуковского.

## 1921

**2 января** — Первый полёт дирижабля «Красная звезда», перестроенного из дореволюционного дирижабля «Астра».

**17 января** — Принят первый советский законодательный акт о воздушном транспорте — декрет «О воздушных передвижениях в воздушном пространстве над территорией РСФСР и над её территориальными водами».

**1 мая** — Открыта почтово-пассажирская авиалиния Москва — Орёл — Харьков (обслуживалась самолётами «Илья Муромец»).

## 1922

**1 мая** — Открылась первая в СССР международная авиалиния Москва — Кёнигсберг.

**8 июля** — В Москве на Ходынском аэродроме проведены первые в СССР опыты по опрыскиванию растений с самолёта ядохимикатами.

**Август** — Первая партия слитков нового отечественного сплава — кольчугалюминия получена на заводе в посёлке Кольчугино Владимирской области.

**Сентябрь** — При ЦАГИ организовано самолётостроительное КБ под руководством А. Н. Туполева. Выделилось из ЦАГИ в 1936.

## 1923

**10 января** — Первый успешный полёт автожира Х. де ла Сиервы С-4.

**9 февраля** — Совет Труда и Оборона принял постановление «О возложении технического надзора за воздушными линиями на Главное управление воздушного флота и об организации Совета по гражданской авиации» — официальная дата создания гражданской авиации СССР.

**8 марта** — В Москве состоялось учредительное собрание Общества друзей воздушного флота — ОДВФ, которое оказало большую помощь становлению воздушного флота.

**9 июня** — В. И. Базаров подал в Комитет по делам изобретений заявку на авиационный газотурбинный двигатель.

**28 июня** — ВВС США произвели первую успешную дозаправку самолёта топливом в полёте.

**15 июля** — Открыта регулярная воздушная линия Москва — Нижний Новгород.

**1—18 ноября** — В Крыму прошли первые Всесоюзные планёрные состязания.

Построены истребитель И-1 и разведывательный самолёт Р-1, разрабатывавшиеся под руководством Н. Н. Поликарпова.

## 1924

**16 января** — П. Пескара (Испания) продержался в воздухе на своём вертолёте 8 мин 13,8 с, пролетев свыше 1 км (30 января он за 10 мин 1 с описал окружность длиной 750 м).

**8 февраля** — Первый полёт первого советского пассажирского самолёта АК-1.

**6 апреля — 28 сентября** — Первый кругосветный перелёт с посадками на двух самолётах Дуглас «Уорлд круизер» (США).

**26 мая** — Первый полёт первого советского цельнометаллического самолёта АНТ-2.

Б. И. Черановский построил планёр БИЧ-2 по схеме «летающее крыло».

## 1925

**1 апреля** — Приказом Реввоенсовета в СССР сняты с вооружения истребители иностранных типов.

**26 июля** — Начало заводских испытаний пассажирского самолёта К-1.

**16 июля** — Первый полёт дирижабля «Московский химик-резинщик» конструкции Н. В. Фомина.

**1 сентября** — Утверждены первые отечественные «Нормы прочности самолёта» (в 1926 опубликованы в Трудах ЦАГИ под названием «Нормы прочности самолётов при статических испытаниях»).

**26 ноября** — Первый полёт цельнометаллического двухдвигательного бомбардировщика — свободносущего моноплана ТБ-1 (АНТ-4).

В работе Я. Аккерета (Швейцария) «О воздушных силах на крыльях, которые движутся со скоростью, большей скорости звука» изложена линеаризованная теория тонкого профиля в сверхзвуковом потоке.

## 1926

**11—14 мая** — Первый трансарктический перелёт на дирижабле «Норвегия» со Шпицбергена на Аляску через Северный полюс осуществлён экспедицией Р. Амундсена и Л. Элсуорта (командир корабля У. Нобиле).

**Ноябрь** — Завершено создание авиадвигателя воздушного охлаждения М-11, выпускавшегося серийно более 30 лет.

## 1927

**18 января** — Открылся Центральный авиационный музей имени М. В. Фрунзе (с 1948 — Центральный дом авиации и противовоздушной обороны, с 1963 — Центральный дом авиации и космонавтики имени М. В. Фрунзе ДОСААФ СССР — ЦДАиК).

**23 января** — Образовано Общество содействия обороне, авиационному и химическому строительству — Осоавиахим (с 1951 — ДОСААФ СССР).

**12 мая** — Первый полёт спортивного самолёта АИР-1, на котором установлены первые (неофициальные) советские мировые рекорды (эту дату принимают за начало деятельности КБ А. С. Яковлева).

**20—21 мая** — Первый беспосадочный трансатлантический перелёт в одиночку (Нью-Йорк — Париж) совершил Ч. Линдберг на самолёте Райан NYP «Спирит оф Сент-Луис».

**Июль** — вышел первый номер советского журнала «Техника воздушного флота».

**Август** — Опубликована статья А. С. Пышнова «Самовращение и штопор самолётов», в которой впервые предложена теория штопора.

## 1928

**7 января** — Первый полёт прототипа серийного учебного самолёта У-2.

**11 июня** — Полёт на ракетопланёре с пороховым двигателем выполнил Ф. Штамер (Германия).

**6 октября** — Начались государственные испытания самолёта-разведчика Р-5, признанного на международном конкурсе в Тегеране (1930) лучшим самолётом своего класса.

**7—28 октября** — СССР принял участие в международной авиационной выставке в Берлине (экспонировались самолёты АНТ-3, У-2, К-4 и др.).

## 1929

**Февраль** — В журнале «Техника воздушного флота» (№2) опубликована статья Б. С. Стечкина «Теория воздушного реактивного двигателя».

**5 мая** — Первый полёт цельнометаллического трёхдвигательного пассажирского самолёта АНТ-9.

**8—29 августа** — Первый кругосветный перелёт (с тремя остановками в пути) на дирижабле «Граф Цеппелин» осуществлен под руководством Х. Эккенера.

**23 августа — 2 ноября** — Перелёт Москва — Нью-Йорк через Сибирь и Аляску с посадками выполнен экипажем С. А. Шестакова на самолёте АНТ-4 «Страна Советов».

**24 сентября** — Дж. Дулитл (США) совершил демонстрационный слепой полёт (взлёт, развороты над аэродромом и посадка) с использованием только бортовых приборов и сигналов радиомаяка (без визуальной ориентировки).

**25 сентября** — Первый полёт автожира КАСКР-1 — первого советского винтокрылого ЛА.

**18 октября** — Первый полёт пассажирского самолёта К-5, широко использовавшегося в 30-х гг.

## 1930

**20 марта** — На базе аэромеханического факультета МВТУ образовано Высшее аэромеханическое училище (в этом же году переименовано в Московский авиационный институт — МАИ).

**Июль** — Организовано первое учебное заведение Аэрофлота Ленинградский институт инженеров ГВФ.

**Сентябрь** — Начались полёты первого советского вертолёта ЦАГИ 1-ЭА.

**4 октября** — Образован научно-исследовательский институт гражданского воздушного флота — НИИ ГВФ (с августа 1954 — Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации — ГосНИИ ГА).

**3 декабря** — Образован институт авиационных моторов (с 1932 — Центральный институт авиационного моторостроения — ЦИАМ).

**22 декабря** — Первый полёт четырёхдвигательного бомбардировщика — свободносущего моноплана ТБ-3 (АНТ-6).

## 1931

**Март** — В СССР проведены первые опыты по применению пороховых ускорителей взлёта (два ускорителя устанавливались под крыльями самолёта У-1).

**16—21 мая** — В ЦАГИ проведена первая Всесоюзная конференция по аэродинамике.

**27 мая** — Полёт в стратосферу (15781 м) на стратостате совершили швейцарские физики О. Пиккар и П. Кипфер.

**1 ноября** — Завершены государственные испытания двигателя М-34 мощностью 588 кВт, положившего начало выпуску в СССР мощных отечественных авиадвигателей.

## 1932

**27 апреля** — Президиум ЦИК СССР утвердил первый Воздушный кодекс СССР.

**3 мая** — Первый полёт летающей лодки МБР-2 Г. М. Бериева (в 1936 создана гражданская модификация МП-1).

**28 июня** — Создан Всесоюзный институт авиационных материалов — ВИАМ.

**8 октября** — Первый полёт пассажирского самолёта ХАИ-1, на котором впервые в СССР применено убирающееся шасси.

## 1933

**13 января** — Начало деятельности ОКБ С. В. Ильюшина.

**15—22 июля** — Первый кругосветный перелёт в одиночку (с посадками) совершил У. Пост на самолёте Локхид «Вега».

**30 сентября** — Полёт в стратосферу совершили Г. А. Прокофьев, Э. К. Бирибаум и К. Д. Годунов на стратостате «СССР-1» с герметичной гондолой В. А. Чижевского. Установлен мировой рекорд высоты 18800 м.

**Октябрь** — Начало лётных испытаний истребителя И-15.

**30 декабря** — Первый полёт истребителя-моноплана И-16.

## 1934

**30 января** — Рекордный полёт П. Ф. Федосеенко, И. Д. Усыскина и А. Б. Васенко на стратостате «Осоавиахим-1», достигнута высота 22000 м (при спуске стратостат потерпел катастрофу).

**1 апреля** — А. Д. Швецов назначен главным конструктором нового двигателестроительного завода (отдельное ОКБ создано 11 декабря 1939).

**13 апреля** — Завершена крупномасштабная операция по спасению советскими лётчиками экипажа и участников экспедиции парохода «Челюскин» (16 апреля учреждено звание Герой Советского Союза. Первыми этого звания 20 апреля удостоены лётчики — участники челюскинской эпопеи: А. В. Ляпидевский, С. А. Леваневский, В. С. Молоков, Н. П. Каманин, М. Т. Слепнёв, М. В. Водопьянов, И. В. Доронин).

**17 июня** — Первый полёт самолёта-гиганта АНТ-20 («Максим Горький»).

**9 августа** — Образовано конструкторское бюро морского самолётостроения Г. М. Бериева.

**2 октября** — Начало лётных исследований флаттера в СССР: С. Н. Анохин в глубоком пикировании преднамеренно довёл планёр «Рот-Фронт» до разрушения и с высоты 1500 м спустился на парашюте.

**7 октября** — Первый полёт скоростного бомбардировщика СБ (АНТ-40).

**Октябрь** — При СНК СССР создана Центральная контора по изысканиям и проектированию воздушных линий и аэропортов Главного управления ГВФ (с октября 1959 — Государственный проектно-изыскательный и научно-исследовательский институт гражданской авиации — «Аэропроект»).

**16 ноября** — **2 декабря** — На XIV международной авиационной выставке в Париже демонстрировались советские самолёты «Сталь-2», Р-5, АИР-9, модель гондолы стратостата «СССР-1» и др. экспонаты.

Под руководством В. В. Уварова создана газотурбинная установка ГТУ-1 (его турбовинтовой двигатель ГТУ-3 был построен и испытан в 1938—40).

## 1935

**11 марта** — Создан Центральный аэроклуб СССР (в сентябре принят в члены ФАИ).

**Июль** — Начало испытаний экспериментального самолёта ЦКБ-26 [его развитием стали дальние бомбардировщики ДБ-3 и ДБ-3Ф (Ил-4)].

**6—15 августа** — Первый всесоюзный слёт парашютистов состоялся в Москве.

**Август** — Образовано двигателестроительное ОКБ В. Я. Климова.

**30 сентября — 6 октября** — Конгресс в Италии по проблемам авиации больших скоростей (А. Бузман предложил использовать на скоростных самолётах стреловидные крылья).

**17 декабря** — Первый полёт самолёта Дуглас DC-3 (США) [выпускался в больших количествах (свыше 13000 экземпляров) в пассажирском и (под обозначением С-47) военно-транспортном вариантах].

## 1936

**27 декабря** — Первый полёт высотного скоростного тяжёлого бомбардировщика ТБ-7 (в 1940—44 строился серийно, с 1942 под обозначением Пе-8).

## 1937

**12 апреля** — Проведены стендовые испытания газотурбинного двигателя Ф. Уиттла.

**21 мая** — Первая посадка самолёта в районе Северного полюса: флагман арктической воздушной экспедиции самолёт АНТ-6 под командованием М. В. Водопьянова доставил на дрейфующую льдину персонал и грузы для полярной станции «Северный полюс-1».

**18—20 июня** — Беспосадочный перелёт из Москвы в США через Северный полюс совершили В. П. Чкалов, Г. Ф. Байдуков и А. В. Беляков на самолёте АНТ-25.

**12—14 июля** — Беспосадочный перелёт Москва — Северный полюс — Сан-Джасинто на самолёте АНТ-25 совершили М. М. Громов, А. Б. Юмашев и С. А. Данилин. Первый зарегистрированный ФАИ абсолютный мировой рекорд (дальности полёта), установленный советскими лётчиками.

**25 августа** — Первый полёт самолёта АНТ-51 (его модификация — самолёты Су-2 использовались в Великой Отечественной войне в качестве ближних бомбардировщиков и разведчиков).

**29 сентября — 4 октября** — Рекордный по продолжительности (130 ч 27 мин) полёт советского дирижабля В-6 (пройдено 4800 км).

## 1938

**24—25 сентября** — Дальний перелёт по маршруту Москва — посёлок Керби (ныне посёлок имени Полины Осипенко, Хабаровский край) совершили В. С. Гризодубова, П. Д. Осипенко, М. М. Раскова на самолёте АНТ-37 «Родина».

**27 сентября** — Начало государственных испытаний истребителя И-153 «Чайка».

**27 декабря** — Учреждена высшая степень отличия в СССР за заслуги в области хозяйственного и социально-культурного строительства — Герой Социалистического Труда. Среди первых, удостоенных этого звания, видные конструкторы авиационной техники Н. Н. Поликарпов, А. С. Яковлев, А. А. Микулин, В. Я. Климов.

## 1939

**11 января** — Образован Наркомат авиационной промышленности — НКАП.

**28—29 апреля** — Беспосадочный перелёт Москва — остров Миску (США) по трансатлантическому маршруту совершили В. К. Коккинаки и М. Х. Гордиенко на самолёте ЦКБ-30 «Москва».

**Май** — Образовано самолётостроительное ОКБ С. А. Лавочкина, В. П. Горбунова и М. И. Гудкова.

**20 июня** — Первый полёт первого реактивного (экспериментального) самолёта Э. Хейнкеля Не. 176, оборудованного ЖРД.

**27 августа** — Первый полёт экспериментального самолёта Э. Хейнкеля Не. 178 с ТРД.

**2 октября** — Первый полёт опытного двухместного бронированного штурмовика ЦКБ-55 (БШ-2), прототипа штурмовика Ил-2.

**18 декабря** — Образовано самолётостроительное ОКБ А. И. Микояна.

**22 декабря** — Первый полёт самолёта «100» — прототипа серийного пикирующего бомбардировщика Пе-2.

## 1940

**13 января** — Первый полёт самолёта И-26 — прототипа серийного истребителя Як-1.

**25 января** — Продемонстрирован в полёте самолёт И-15 с экспериментальной комбинированной силовой установкой — ПД и два ПВРД.

**Январь** — Решением советского правительства рекомендован к серийному производству двигатель М-105П.

**28 февраля** — Первый полёт ракетопланёра РП-318-1 С. П. Королёва с включением ЖРД на высоте (лётчик В. П. Фёдоров).

**5 марта** — Образовано самолётостроительное ОКБ П. О. Сухого.

**28 марта** — Первый полёт опытного истребителя И-301 (ЛаГГ-1). Его модификация ЛаГГ-3 строилась серийно.

**29 марта** — Создана Военно-воздушная академия (с 1968 имени Ю. А. Гагарина).

**5 апреля** — Первый полёт опытного истребителя И-200. В серию был запущен под индексом МиГ-1 (позднее МиГ-3).

**Апрель** — Началась эксплуатация пассажирского самолёта. Боинг 307 (США), оборудованного системой наддува для поддержания необходимого избыточного давления в кабинах в высотном полёте.

## 1941

**29 января** — Первый полёт опытного самолёта «103» — прототипа серийного фронтового пикирующего бомбардировщика Ту-2.

**8 марта** — Организован Летно-исследовательский институт — ЛИИ.

**22 апреля** — На основе исследований, проводившихся с 1937, А. М. Люлька представил заявку на изобретение двухконтурного турбореактивного двигателя.

**15 мая** — Первый полёт истребителя Глостер Е.28/39 — первого (экспериментального) английского самолёта с ТРД.

**25 августа** — Завершены государственные испытания двигателя воздушного охлаждения М-82.

**Сентябрь** — Создан истребитель Як-7.

## 1942

**13 января** — Первый полёт вертолётa R-4 фирмы «Сикорский» (поступившего в 1943 на вооружение ВМС США).

**20 апреля** — Первый полёт истребителя Ла-5.

**15 мая** — Первый полёт опытного ракетного истребителя-перехватчика БИ с ЖРД (лётчик Г. Я. Бахчиванджи).

**6 июля** — Первый полёт самолёта Як-7ДИ — прототипа серийного истребителя Як-9.

**1 октября** — Первый полёт самолёта Белл Р-59А «Эракомет» — первого (опытного) самолёта с ТРД, построенного в США.

**Декабрь** — Начало лётных испытаний немецкого беспилотного самолёта-снаряда ФАУ-1 с ПуВРД (с июня 1944 они участвовали в налётах на Великобританию).

## 1943

**18 февраля** — Образовано двигателестроительное ОКБ А. А. Микулина.

**28 февраля** — Первый полёт самолёта Як-1М — прототипа серийного истребителя Як-3.

## 1944

**30 января** — Начало испытаний самолёта «Ла-5 — эталон 1944» — прототипа серийного истребителя — Ла-7.

**18 апреля** — Первый полёт штурмовика Ил-10 (с октября эти самолёты стали поступать на фронт).

**12 июля** — На вооружение ВВС Великобритании поступили реактивные истребители Глостер «Метеор» [в этом же году реактивные истребители применила в боевых действиях также Германия (Мессершмитт Me 163В и Me 262)].

**Декабрь** — первые советские самолёты-снаряды с ПуВРД В. Н. Челомея прошли испытания на самолётах Пе-8 и Ту-2.

**Декабрь** — На международной конференции в Чикаго принято решение о создании Международной организации гражданской авиации — ИКАО.

## 1945

**Март** — Прошёл испытания первый советский экспериментальный ТРД С-18 А. М. Люльки.

**5 мая** — Образовано двигателестроительное ОКБ А. Г. Ивченко.

**Август** — Первое использование ядерного оружия в войне: с американского самолёта Боинг В-29 сброшены атомные бомбы на японские города Хиросиму (6 августа) и Нагасаки (9 августа).

**15 августа** — Первый полёт пассажирского самолёта Ил-12.

## 1946

**8 марта** — В США получил сертификат лётной годности для гражданского применения вертолёт Белл 47.

**30 марта** — Образовано двигателестроительное ОКБ А. М. Люльки.

**17 апреля** — Образован опытный завод, от которого берёт начало двигателестроительное ОКБ Н. Д. Кузнецова.

**24 апреля** — Первые испытательные полёты реактивных истребителей МиГ-9 и Як-15.

**31 мая** — Образовано самолётостроительное ОКБ О. К. Антонова.

**18 августа** — На воздушном параде в Тушине наряду с реактивной и др. авиационной техникой демонстрировались вертолёт «Омега-11» и Г-3 — конструкции И. П. Братухина.

## **1947**

**24—27 февраля** — Успешно прошёл государственные испытания первый отечественный ТРД ТР-1 А. М. Люльки (в мае и июле 1947 начались испытательные полёты самолётов Су-11 и Ил-22, на которых был применён ТР-1).

**Июнь** — Первый полёт экспериментального самолёта Ла-160 — первого советского самолёта со стреловидным крылом.

**24 июля** — Первое в СССР испытательное катапультирование с самолёта выполнил Г. А. Кондрашов.

**31 августа** — Первый полёт сельскохозяйственного самолёта СХА — прототипа многоцелевого самолёта Ан-2, строившегося серийно около 40 лет.

**14 октября** — Первый полёт с превышением скорости звука совершил Ч. Йигер на экспериментальном самолёте Белл Х-1 с ЖРД, запущенном с самолёта-носителя Боинг В-29 (США).

**12 ноября** — Первый полёт экспериментального вертолёта Ка-8 двухвинтовой соосной схемы.

**12 декабря** — Образовано вертолётостроительное ОКБ М. Л. Миля.

**30 декабря** — Первый полёт самолёта И-310 — прототипа первого советского серийного истребителя МиГ-15 со стреловидным крылом и катапультным креслом.

## **1948**

**2 июля** — Первый полёт летающей лодки Бе-6.

**8 июля** — Первый полёт реактивного фронтового бомбардировщика Ил-28.

**16 июля** — Первый полёт самолёта Вickers «Вайкаунт» — первого турбовинтового пассажирского самолёта (Великобритания).

**28 сентября** — Первый полёт вертолёта Ми-1, ставшего первым советским серийным вертолётom.

**7 октября** — Образовано вертолётостроительное ОКБ Н. И. Камова.

**26 декабря** — Впервые в СССР достигнута скорость звука на экспериментальном самолёте Ла-176 (лётчик О. В. Соколовский).

## **1949**

**26 февраля — 2 марта** — Первый беспосадочный кругосветный перелёт с четырьмя дозаправками топливом в полёте выполнен на самолёте Боинг В-50А (США).

**27 июля** — Первый полёт самолёта Де Хэвилленд «Комета» I — первого реактивного пассажирского самолёта (Великобритания).

## 1950

**6 февраля** — Впервые на серийном самолёте (истребитель МиГ-17) превышена скорость звука в горизонтальном полёте (лётчик И. Т. Иващенко).

## 1951

Начат серийный выпуск двигателя ВК-1Ф с тягой 33,1 кН — первого в СССР ТРД с форсажной камерой.

## 1952

**27 апреля** — Первый полёт дальнего реактивного бомбардировщика Ту-16.

**27 мая** — Первый полёт самолёта СМ-2 — прототипа первого советского серийного сверхзвукового истребителя МиГ-19.

**19 июня** — Первый полёт всепогодного перехватчика Як-25.

**3 июля** — Первый полёт вертолётa Як-24 двухвинтовой продольной схемы.

**11 ноября** — Первый полёт стратегического турбовинтового бомбардировщика Ту-95.

**Ноябрь** — Завершены государственные испытания ТРД АМ-3 (РД-3) с тягой 85,3 кН (в те годы — самого мощного в мире).

## 1953

**20 января** — Первый полёт стратегического реактивного бомбардировщика М-4.

**14 апреля** — Первый полёт многоцелевого вертолётa Ка-15 — первого серийного вертолётa ОКБ Н. И. Камова.

**25 мая** — Первый полёт истребителя Норт Американ F-100 «Супер сейбр» — первого серийного сверхзвукового самолётa США.

## 1954

**1 августа** — Совершил вертикальный взлёт экспериментальный турбовинтовой самолёт Конвэр XFV-1 (США) — СВВП со взлётом и посадкой при вертикальном положении фюзеляжа.

**Апрель** — Запущен в серийное производство самый мощный в мире ТВД НК-12 мощностью 9200 кВт.

**16 июня** — Первый полёт экспериментального самолета Е-4 с треугольным крылом, на базе которого создан истребитель МиГ-21.

**17 июня** — Первый полёт самолётa Ту-104 — первого советского реактивного пассажирского самолётa.

**7 сентября** — Начало заводских испытаний самолётa С-1 (прототипа фронтового истребителя Су-7), в ходе которых впервые в СССР была достигнута скорость (2170 км/ч), более чем в 2 раза превышающая скорость звука.

## 1956

**17 января** — В Москве открыт Научно-мемориальный музей Н. Е. Жуковского.

**20 июня** — Первый полёт реактивного гидросамолета — летающей лодки Бе-10.

## **1957**

**29 января** — Образован Международный Совет по авиационным наукам — ИКАС.

**7 марта** — Первый полёт пассажирского турбовинтового самолета Ан-10.

**5 июня** — Первый полёт вертолётa Ми-6 — первого советского вертолётa с ГТД.

**4 июля** — Первый полёт пассажирского турбовинтового самолётa Ил-18.

**15 ноября** — Первый полёт межконтинентального турбовинтового пассажирского самолётa Ту-114.

## **1958**

**5 марта** — Первый полёт сверхзвукового многоцелевого самолётa Як-28.

**14 августа** — Указом Президиума ВС СССР введены почётные звания «Заслуженный лётчик-испытатель СССР» и «Заслуженный штурман-испытатель СССР».

**Сентябрь** — На Всемирной выставке в Брюсселе присуждены «Гран при» А. Н. Туполеву за Ту-114; золотые медали — С. В. Ильюшину (Ил-18), О. К. Антонову (Ан-10 и Ан-12), М. Л. Милю (Ми-4), Н. И. Камову (Ка-18).

Впервые число авиапассажиров через Северную Атлантику превысило число пассажиров, пользующихся морскими судами.

## **1959**

**24 апреля** — Начало заводских испытаний истребителя-бомбардировщика Су-7Б.

**28 июня** — Беспосадочный перелёт Москва — Нью-Йорк совершил пассажирский самолёт Ту-114.

**19 октября** — Первый полёт винтокрыла Ка-22.

**20 октября** — Первый полёт пассажирского турбовинтового самолётa Ан-24 для авиалиний малой протяжённости.

**Декабрь** — Прошёл государственные испытания первый советский двухконтурный ТРД Д-20П (применялся на пассажирском самолёте Ту-124).

## **1960**

**15 октября** — Первый полёт вертолётa Ми-10, предназначенного для транспортировки крупногабаритных грузов (в 1965 на его базе создан вертолёт-кран Ми-10К).

## **1961**

**12 апреля** — Ю. А. Гагарин впервые в истории человечества совершил полёт в космос на космическом корабле «Восток».

## **1962**

**2 февраля** — Завершён перелёт Москва — Антарктида — Москва на самолётах Ан-12 и Ил-18 (начался 15 декабря 1961).

**30 мая** — Первый полёт истребителя-перехватчика Су-15.

**17 сентября** — Первый полёт вертолётa Ми-8 в двухдвигательном варианте.

**1 ноября** — Прыжки с парашютом из стратосферы совершили П. И. Долгов и Е. Н. Андреев.

## 1963

**3 января** — Первый полёт дальнего магистрального пассажирского самолёта Ил-62.

**29 июля** — Первый полёт опытного самолёта Ту-124А — прототипа пассажирского самолёта Ту-134.

**23 августа** — Экспериментальный ракетоплан Норт Американ Х-15А (США) достиг высоты 107860 м (лётчик Дж. Уолкер).

## 1964

**3 марта** — Первый полёт истребителя МиГ-25 (на его модификации Е-266 установлен ряд мировых, в том числе абсолютных, рекордов скорости и высоты полёта).

**21 декабря** — Первый полёт истребителя Дженерал дайнемикс F-111 — первого серийного самолёта с изменяемой в полёте стреловидностью крыла (США).

## 1965

**27 февраля** — Первый полёт широкофюзеляжного турбовинтового транспортного самолёта Ан-22 «Антей» (в рекордных полётах поднимал груз массой 100,444 т).

**18 августа** — Первый полёт многоцелевого вертолётa Ка-26.

## 1966

**2 августа** — Первый полёт экспериментального самолёта С-22И П. О. Сухого — первого в СССР самолёта с изменяемой в полёте стреловидностью крыла.

**21 октября** — Первый полёт пассажирского реактивного самолёта Як-40 для коротких авиалиний.

## 1967

**10 апреля** — Первый полёт истребителя МиГ-23, ставшего первым серийным советским самолётом с изменяемой в полёте стреловидностью крыла.

**27 июня** — Первый полёт экспериментального вертолётa В-12 (Ми-12); в рекордных полётах поднимал груз массой свыше 40 т.

**9 июля** — На воздушном параде в Домодедове демонстрировалась новая авиационная техника, в том числе первый советский истребитель вертикального взлёта и посадки Як-36.

**3 октября** — Экспериментальный ракетоплан Норт Американ Х-15А-2 развил скорость 7297 км/ч, в 6,72 раза превышающую скорость звука (лётчик У. Дж. Найт).

## 1968

**3 октября** — Первый полет пассажирского самолёта Ту-154.

**31 декабря** — Первый полёт сверхзвукового пассажирского самолёта Ту-144.

## 1969

**9 февраля** — Первый полёт широкофюзеляжного пассажирского самолёта Боинг 747 (США).

**2 марта** — Первый полёт англо-французского сверхзвукового пассажирского самолёта «Конкорд».

**Апрель** — Вертикально взлетающий истребитель Хокер Сидли «Харриер» принят на вооружение ВВС Великобритании.

**19 сентября** — Первый полёт транспортно-боевого вертолётa Ми-24.

## **1970**

**14 ноября** — СССР вступил в Международную организацию гражданской авиации — ИКАО.

## **1971**

**25 марта** — Первый полёт реактивного транспортногo самолётa Ил-76Т.

**15 сентября** — Ленинградское высшее авиационное училище ГВФ преобразовано в Академию гражданской авиации.

## **1972**

**22 августа** — Первый полёт экспериментального сверхзвукового самолётa Т-4 («100») ОКБ П. О. Сухого; самолёт был оборудован электродистанционной системой управления рулевыми поверхностями.

**28 октября** — первый полёт широкофюзеляжного пассажирского самолётa западноевропейского консорциума Эрбас индастри А.300В.

## **1973**

**16 февраля** — образованы Государственная комиссия по безопасности полётов гражданской авиации СССР (Госавианадзор) и Государственный авиационный регистр (Госавиарегистр).

## **1974**

**Январь** — Образован Научно-экспериментальный центр автоматизации управления воздушным движением — НЭЦ АУВД.

## **1975**

**22 февраля** — Первый полёт прототипа штурмовика Су-25.

**6 марта** — Первый полёт ближнемагистрального пассажирского самолётa Як-42.

**16 сентября** — Первый полёт дальнего перехватчика МиГ-31.

## **1976**

**22 декабря** — Первый полёт широкофюзеляжного пассажирского самолётa Ил-86.

**29 декабря** — Аэрофлот перешагнул 100-миллионный рубеж по отправке пассажиров за год.

## **1977**

**5 января** — Первая отечеств. АСУ возд. движением «Старт»

введена в эксплуатацию в Пулковском аэропорту.

**20 мая** — Первый полёт эксперим. образца истребителя Су-27.

**31 августа** — Первый полёт реактивного трансп. самолётa

укороч. взлёта и посадки Ан-72.

**6 октября** — Первый полёт истребителя МиГ-29.

## **1978**

**21 февраля** — Первый полёт тяжёлого транспортного вертолётa Ми-26 грузоподъёмностью 20 т.

## **1979**

**12 июня** — Американский велогонщик Б. Аллен перелетел через пролив Па-де-Кале на самолёте «Госсамер Альбатрос» с мускульным (педальным) приводом воздушного винта.

## **1980**

**11 января** — Первый полёт прототипа всепогодного многоцелевого вертолета Ка-32.

## **1981**

**12—14 апреля** — Первый орбитальный полёт американского многоразового воздушно-космического аппарата «Спейс шаттл».

**7 июля** — На самолёте «Солар челленджер» (американского конструктора П. Мак-Криди) с электрическим приводом воздушного винта от солнечных батарей совершён перелёт Париж — Лондон.

**18 декабря** — Первый полёт многорежимного стратегического бомбардировщика Ту-160.

## **1982**

**17 июня** — Первый полёт боевого вертолётa Ка-50.

**1—30 сентября** — Первый кругосветный перелёт на вертолётe совершили американские лётчики Р. Перо и Дж. Кобурн (стартовав и финишировав в Далласе, они пролетели 39837,6 км за 246,5 лётных ч).

**21 декабря** — Первый полёт боевого вертолётa Ми-28.

**24 декабря** — Первый полёт тяжёлого транспортного широкофюзеляжного самолётa Ан-124 «Руслан» грузоподъёмностью 150 т.

## **1983**

**30 июля** — На модифицированном самолёте Норт Американ Р-51D «Мустанг» (США) достигнута скорость 832,12 км/ч — мировой рекорд для самолётa с поршневыми двигателями.

**29 сентября** — Первый полёт транспортного самолётa Ан-74, предназначенного для применения в условиях Арктики и Антарктики.

## **1985**

**27 июля** — Первый полёт спортивно-пилотажного акробатического самолётa Су-26М, в конструкции которого широко применены композиционные материалы.

**10 ноября** — Первый полёт самолётa-аналога орбитального корабля «Буран».

## **1986**

**8 декабря** — Первый полёт самолётa-амфибии «Альбатрос».

**14—23 декабря** — Первый беспосадочный кругосветный перелёт без дозаправки топливом в полёте совершили на самолёте «Вояджер» профессиональный пилот Д. Рутан и планеристка Д. Йигер (США).

## **1988**

**15 апреля** — Начались лётные испытания экспериментального самолёта Ту-155, способного использовать криогенные топлива (жидкий водород, сжиженный природный газ).

**28 сентября** — Первый полёт дальнего магистрального широкофюзеляжного пассажирского самолёта Ил-96-300.

**15 ноября** — Первый орбитальный полёт крылатого орбитального корабля многоразового использования «Буран» (в беспилотном варианте).

**21 декабря** — Первый полёт сверхтяжёлого транспортного широкофюзеляжного самолёта Ан-225 «Мрия» («Мечта») грузоподъёмностью 250 т.

## **1989**

**2 января** — Первый полёт среднемагистрального пассажирского самолёта Ту-204.

**29 декабря** — В ходе лётных испытаний состоялся первый вертикальный взлёт СВВП Як-141.

## **1990**

**29 марта** — Первый полёт самолёта местных воздушных линий Ил114.

## **1991**

**28 ноября** — Впервые в мире проведено лётное испытание гиперзвукового ПВРД, разработанного в ЦИАМ.

## Приложение II

### АВИАЦИЯ В ИСТОРИЧЕСКОМ РАЗВИТИИ

В настоящем иллюстрированном приложении приведены изображения летательных аппаратов, показывающие в хронологической последовательности процесс развития авиации от первых проектов летательных аппаратов Леонардо да Винчи, положившего начало научным подходам к решению проблем полёта, до современных самолётов и вертолётов. Иллюстрации объединены в следующие группы.

Зарождение и начальный период развития авиации (таблицы I—V).

Авиация периода 1-й мировой войны 1914—18 (таблицы VI—IX).

Советская авиация периода 1920—30-х гг. (таблицы X—XIII).

Зарубежная авиация периода 1920—30-х гг. (таблицы XIV—XV).

Авиация периода 2-й мировой войны 1939—45 (таблицы XVI—XXII).

Советская авиация периода 1940—80-х гг. (таблицы XXIII—XXIX).

Зарубежная авиация периода 1940—80-х гг. (таблицы XXX—XXXVIII).

В таблицы включены летательные аппараты разнообразных аэродинамических и конструктивных схем как выпускавшиеся для различного практического применения, так и строившиеся в исследовательских целях для поиска новых путей и направлений развития авиации. Хронологические даты отображают годы публикации проектов, выдачи патентов, постройки летательных аппаратов (если они не летали) или их первых полётов. Иллюстрации ряда летательных аппаратов, не вошедших в приложение, приведены при статьях о семействах советских самолётов и вертолётов и о зарубежных авиастроительных фирмах.

#### Табл. I

**Зарождение и начальный период развития авиации:** 1—3 — рисунки Леонардо да Винчи (1475, Италия) (1 — парашют, 2 — геликоптер, 3 — орнитоптер); 4 — «аэродромическая машина» М. В. Ломоносова (1754, Россия); 5 — летающая модель Б. Лонуа и Ж. Бьенвеню (1784, Франция); 6 — модель планера Дж. Кейли (1804, Великобритания); 7 — проект самолёта У. Хенсона (1842, Великобритания); 8 — самолёт братьев Дю Тампль (патент — 1857, постройка — 1874, Франция); 9 — планер Ж. М. Ле Бри на буксировочной тележке (1857, Франция); 10, 11 — проекты Н. А. Телешева (Россия) [10 — пассажирский 120-местный самолет, 1864 (I — вид сверху; II — вид сбоку; III — вид с кормы — в увеличенном масштабе, как в рисунке из патента; А — фюзеляж; В — паровая машина; С — крыло; D — руль высоты; E — руль направления; P — переставной балансировочный груз); 11 — самолёт «Дельта» с треугольным крылом и пульсирующим воздушно-реактивным двигателем, 1867].

#### Табл. II

**Зарождение и начальный период развития авиации (продолжение):** 1 — эскиз ракетного летательного аппарата Н. И. Кибальчича с поворотной камерой сгорания (1881, Россия); 2 — самолёт А. Ф. Можайского (1883, Россия); 3, 4 — самолёты К. Адера (Франция); [3 — «Эол» (1890), 4 — «Авьон» III (1897)]; 5, 6 — планеры О. Лилиенталя (1891—94, Германия) (5 — моноплан, 6 — биплан); 7 — самолёт Х. Максима (1893, Великобритания); 8 — проект цельнометаллического самолёта К. Э. Циолковского (1894, Россия); 9 — планёр О. Шанюта (1896, США); 10 — самолёт «Аэродром» С. Ленгли (1903, США).

#### Табл. III

**Зарождение и начальный период развития авиации (продолжение, 1903—09):** 1 — биплан «Флайер I» братьев Райт (США); 2 — биплан № 14bis А. Сантоса-Дюмона (Франция); 3 — биплан Г. Вуазена (Франция); 4 — мультиплан Г. Филипса (Великобритания); 5 — моноплан «Антуанетт» IV (Франция); 6 — вертолёт П. Корню (Франция); 7 — моноплан Блерио VII (Франция); 8 — авиетка, «Демуазель» (Франция); 9 — биплан «Фарман III» (Франция).

#### **Табл. IV**

**Зарождение и начальный период развития авиации (продолжение, 1909—11):** 1 — биплан «Бреге I» (Франция); 2 — триплан «Ро II» (Великобритания); 3 — моноплан REP2bis Р. Эно-Пельтри (Франция); 4 — сфероплан А. Г. Уфимцева (Россия); 5 — «бесхвостка» D.5 Д. Данна (Великобритания); 6 — гидросамолёт А. Фабра (Франция); 7 — биплан «Кудашев-1» А. С. Кудашева (Россия); 8 — биплан «Гаккель-III» Я. М. Гаккеля (Россия); 9 — двухмоторный самолёт Шорт «Тандем твин» (Великобритания); 10 — гидросамолёт Кёртисс А-1 (США).

#### **Табл. V**

**Зарождение и начальный период развития авиации (продолжение, 1912—15):** 1 — подкосный моноплан «Гаккель-IX» Я. М. Гаккеля (Россия); 2 — биплан И. И. Стеглау (Россия); 3 — гоночный самолёт «Депердюссен-монокок» (Франция); 4 — модель одновинтового вертолота Б. Н. Юрьева (Россия); 5 — цельнометаллический самолёт «Тюбавион» (Франция); 6 — моноплан В. Н. Хиони (Россия); 7 — четырёхмоторный самолёт «Русский витязь» И. И. Сикорского (Россия); 8 — двуххвостка А. А. Пороховщикова (Россия); 9 — цельнометаллический свободонесущий моноплан J.1. Г. Юнкерса (Германия); 10 — большегрузный самолет «Святогор» В. А. Слесарева (Россия).

#### **Табл. VI**

**Авиация периода 1-й мировой войны 1914—18:** 1 — разведчик Блерио XI (Франция); 2 — разведчик «Таубе» (Германия); 3 — разведчик Авро 504 (Великобритания); 4 — разведчик-истребитель Моран-Сольнье L (Франция); 5 — бомбардировщик «Илья Муромец» И. И. Сикорского (Россия); 6 — разведчик Фарман F.20 (Франция); 7 — истребитель Вickers F.V.5 (Великобритания); 8 — истребитель РБВЗ С-16 И. И. Сикорского (Россия); 9, 10 — летающие лодки Д. П. Григоровича (Россия) (9 — М-5, 10 — М-9).

#### **Табл. VII**

**Авиация периода 1-й мировой войны 1914—18 (продолжение):** 1 — истребитель-разведчик Бристоль «Скаут D» (Великобритания); 2 — истребитель Фоккер E.III (Германия); 3 — бомбардировщик Кодрон G.IV (Франция); 4 — разведчик Авиатик В.II (Австрия); 5 — истребитель Ньюпор 17 (Франция); 6 — разведчик «Лебедь-XII» В. А. Лебедева (Россия); 7 — разведчик «Анатра-Д» А. А. Анатра (Россия); 8 — истребитель Гальберштадт D.II (Германия); 9 — бомбардировщик «Вуазен VIII» (Франция); 10 — истребитель Бристоль F.2B (Великобритания).

#### **Табл. VIII**

**Авиация периода 1-й мировой войны 1914—18 (продолжение):** 1 — бомбардировщик «Шорт» (Великобритания); 2 — бомбардировщик Бреге Bre 14 (Франция); 3 — истребитель Сопвич «Трайплайн» (Великобритания); 4 — истребитель Сопвич «Кэмел» (Великобритания); 5 — бомбардировщик Эрко D.H.4 (Великобритания); 6 — истребитель Фоккер Dg. 1 (Германия); 7 — бомбардировщик Гота G.V (Германия); 8 — истребитель RAF SE.5a (Великобритания); 9 — истребитель СПАД S.XIII (Франция); 10 — истребитель Пфальц D.III (Германия).

#### **Табл. IX**

**Авиация периода 1-й мировой войны 1914—18 (продолжение):** 1 — истребитель Альбатрос D.III (Германия); 2 — бомбардировщик Фридрихсгафен G.III (Германия); 3 — бомбардировщик Хэндли Пейдж 0/400 (Великобритания); 4 — бомбардировщик Цепелин «Стаакен» (Германия);

5 — бомбардировщик Вickers «Вими» (Великобритания); 6 — бомбардировщик Блэкберн «Кенгуру» (Великобритания); 7 — истребитель Фоккер D.VII (Германия); 8 — бомбардировщик Капрони Са 42 (Италия); 9 — бомбардировщик Хэндли Пейдж V/1500 (Великобритания); 10 — летающая лодка Кёртисс NC-4 (США).

#### **Табл. X**

**Советская авиация периода 1920—30-х гг. (1922—27):** 1 — экспериментальный самолёт «КОМТА»; 2, 3 — самолёты Н. Н. Поликарпова (2 — истребитель И-1; 3 — разведчик Р-1); 4 — пассажирский самолёт АК-1 В. Л. Александрова и В. В. Калинина; 5, 6, 8, 9 — самолёты А. Н. Туполева (5 — пассажирский цельнометаллический самолёт АНТ-2; 6 — разведчик Р-3; 8 — бомбардировщик ТБ-1; 9 — истребитель И-4); 7 — истребитель И-2бис Д. П. Григоровича; 10 — экспериментальный самолёт БИЧ-3 Б. И. Черановского.

#### **Табл. XI**

**Советская авиация периода 1920—30-х гг. (продолжение, 1927—31):** 1 — спортивный самолёт АИР-1 А. С. Яковлева; 2, 5 — самолёты Н. Н. Поликарпова (2 — истребитель И-3; 5 — разведчик Р-5); 3, 8 — самолёты А. Н. Туполева (3 — пассажирский самолёт АНТ-9; 8 — пассажирский самолёт АНТ-14 «Правда»); 4 — самолёт-амфибия Ш-2 В. Б. Шаврова; 6 — экспериментальный автожир КАСКР-1 Н. И. Камова и Н. К. Скржинского; 7 — пассажирский самолёт К-5 К. А. Калинина; 9 — экспериментальный вертолёт ЦАГИ1-ЭА; 10 — истребитель И-5 Н. Н. Поликарпова и Д. П. Григоровича.

#### **Табл. XII**

**Советская авиация периода 1920—30-х гг. (продолжение, 1931—34):** 1 — пассажирский самолёт «Сталь-2» А. И. Путилова; 2 — «Звено» № 1 В. С. Вахмистрова (самолёт-носитель ТБ-1 и два истребителя И-4); 3 — пассажирский самолёт ХАИ-1 И. Г. Немана; 4, 5, 6, 8 — самолёты А. Н. Туполева (4 — разведчик Р-6; 5 — рекордный самолёт АНТ-25; 6 — истребитель И-14; 8 — пассажирский самолёт АНТ-20 «Максим Горький»); 7 — экспериментальный самолёт «Сталь-6» Р. Л. Бартини; 9 — автожир А-7 Н. И. Камова; 10 — экспериментальный бомбардировщик К-7 К. А. Калинина.

#### **Табл. XIII**

**Советская авиация периода 1920—30-х гг. (продолжение, 1935—40):** 1 — учебный самолёт УТ-2 А. С. Яковлева; 2 — экспериментальный самолёт БОК-5 В. А. Чижевского; 3, 6 — самолёты А. Н. Туполева (3 — пассажирский самолёт ПС-35; 6 — рекордный самолёт АНТ-37бис «Родина»); 4 — экспериментальный самолёт РК (раздвижное крыло) Г. И. Бакшаева; 5 — экспериментальный самолёт «Стрела» А. С. Москалёва; 7 — экспериментальный самолёт «Тандем-МАИ» П. Д. Грушина; 8 — экспериментальный самолёт И-15 с ПВРД ускорителями И. А. Меркулова; 9 — экспериментальный ракетопланёр РП-318-1 С. П. Королёва; 10 — экспериментальный бомбардировщик ДБ-ЛК В. Н. Беляева.

#### **Табл. XIV**

**Зарубежная авиация периода 1920—30-х гг. (1919—29):** 1 — пассажирский самолёт Фарман «Голиаф» (Франция); 2 — бомбардировщик Капрони Са90 (Италия); 3 — пассажирский самолёт Юнкерс F13 (Германия); 4 — автожир С-4 Х. Сьервы (Испания); 5 — пассажирский самолёт Фоккер F.VII-3m (Нидерланды); 6 — пассажирский самолёт Локхид «Вега» (США); 7 — рекордный самолёт Райан NYP (США); 8 — гоночный гидросамолёт Супермарин S.5 (Великобритания); 9 — пассажирский самолёт Юнкерс G.38 (Германия); 10 — многоцелевой самолёт Де Хэвилленд D.H.80 «Пус Мос» (Великобритания).

#### **Табл. XV**

**Зарубежная авиация периода 1920—30-х гг. (продолжение, 1929—40):** 1 — летающая лодка Дорнье DoX (Германия); 2 — пассажирский самолёт Хэндли Пейдж Н.Р.42 (Великобритания); 3 — пассажирский самолёт Дуглас DC-3 (США); 4 — пассажирский самолёт Боинг 247 (США); 5 — пассажирский самолёт Боинг 307 (США); 6, 7 — экспериментальные реактивные самолёты Э. Хейнкеля (Германия) (6 — He.176; 7 — He.178); 8 — экспериментальный реактивный самолёт Капрони-Кампини N1 (Италия); 9 — экспериментальный вертолёт Фокке-Вульф FW-61 (Германия); 10 — экспериментальный вертолёт Сикорский VS-300 (США).

#### **Табл. XVI**

**Авиация периода 2-й мировой войны 1939—45. Самолёты СССР:** 1, 2, 4 — самолёты А. Н. Туполева (1 — бомбардировщик ТБ-3; 2 — бомбардировщик СБ; 4 — летающая лодка МТБ-2); 3 — летающая лодка МБР-2 Г. М. Бериева; 5, 7, 9 — истребители Н. Н. Поликарпова (5 — И-16; 7 — И-15бис; 9 — И-153 «Чайка»); 6 — летающая лодка МДР-6 И. В. Четверикова; 8 — бомбардировщик ДБ-3Ф С. В. Ильюшина; 10 — бомбардировщик ТБ-7 В. М. Петлякова.

#### **Табл. XVII**

**Авиация периода 2-й мировой войны 1939—45. Самолёты СССР (продолжение):** 1 — бомбардировщик Як-4; 2 — многоцелевой самолёт Су-2; 3 — бомбардировщик Ар-2; 4 — бомбардировщик Ер-2; 5 — бомбардировщик Пе-2; 6 — истребитель ЛаГГ-3; 7 — истребитель Як-1; 8 — истребитель МиГ-1; 9 — истребитель МиГ-3; 10 — штурмовик Ил-2.

#### **Табл. XVIII**

**Авиация периода 2-й мировой войны 1939—45. Самолёты СССР (продолжение):** 1 — корабельный самолёт Бе-4; 2 — истребитель Як-7Б; 3 — ночной бомбардировщик По-2; 4 — экспериментальный реактивный истребитель-перехватчик БИ; 5 — бомбардировщик Ту-2; 6 — истребитель Л-5; 7 — истребитель Як-9; 8 — штурмовик Ил-10; 9 — истребитель Ла-7; 10 — истребитель Як-3.

#### **Табл. XIX**

**Авиация периода 2-й мировой войны 1939—45 (продолжение):** 1 — истребитель ПЗЛ Р-24 (Польша); 2—10 — самолёты Великобритании (2 — истребитель Супермарин «Спитфайр»; 3 — истребитель Хокер «Харрикейн»; 4 — летающая лодка Шорт «Сандерленд»; 5 — бомбардировщик Вилкоккс «Веллингтон»; 6 — многоцелевой самолёт Бристоль «Бофайтер»; 7 — бомбардировщик Хэндли Пейдж «Галифакс»; 8 — бомбардировщик Де Хэвилленд «Москито»; 9 — реактивный истребитель Глостер «Метеор»; 10 — бомбардировщик Авро «Ланкастер»).

#### **Табл. XX**

**Авиация периода 2-й мировой войны 1939—45 (продолжение). Самолёты США:** 1 — летающая лодка Консолидейтед «Каталина»; 2 — истребитель Белл Р-39 «Эраобра»; 3 — истребитель Кёртисс Р-40 «Уорхоук»; 4 — бомбардировщик Консолидейтед В-24 «Либерейтор»; 5 — бомбардировщик Боинг В-17 «Флайинг фортресс»; 6 — истребитель Локхид Р-38 «Лайтнинг»; 7 — бомбардировщик Дуглас А-20; 8 — истребитель Грумман F6F «Хелкэт»; 9 — истребитель Воут F4U «Корсар»; 10 — истребитель Рипаблик Р-47 «Тандерболт».

#### **Табл. XXI**

**Авиация периода 2-й мировой войны 1939—45 (продолжение):** 1, 2 — самолёты США (1 — бомбардировщик Боинг В-29 «Суперфортресс»; 2 — истребитель Норт Американ Р-51 «Мустанг»); 3, 4 — самолёты Франции (3 — истребитель Блок М.В.152; 4 — истребитель Моран-Сольнье М.С.406); 5—10 — самолёты Германии (5 — разведчик Фокке-Вульф FW189; 6 — истребитель Мессершмитт Me109; 7 — бомбардировщик Юнкерс Ju88; 8 — бомбардировщик Дорнье Do217; 9 — бомбардировщик Хейнкель He111; 10 — бомбардировщик Юнкерс Ju87).

## Табл. XXII

**Авиация периода 2-й мировой войны 1939—45 (продолжение):** 1—4 — самолёты Германии (1 — истребитель Фокке-Вульф FW190; 2 — самолёт-снаряд ФАУ-1; 3 — реактивный истребитель Мессершмитт Me163; 4 — реактивный истребитель Мессершмитт Me262); 5, 6 — самолёты Италии (5 — бомбардировщик Пьяджо Р.108; 6 — истребитель ФИАТ G.65); 7—10 — самолёты Японии (7 — бомбардировщик Мицубиси Ki-21; 8 — истребитель Накадзима Ki-43; 9 — летающая лодка Каваниси Н8К2; 10 — истребитель Мицубиси А6М «Зеро»).

## Табл. XXIII

**Советская авиация периода 1940—80-х гг. (1945—47):** 1 — истребитель МиГ-9; 2 — пассажирский самолёт Ил-12; 3 — истребитель Як-15; 4 — опытный вертолёт «Омега-II» И. П. Братухина; 5 — учебно-спортивный самолёт Як-18; 6 — опытный истребитель Су-9; 7 — экспериментальный вертолёт А. С. Яковлева; 8 — опытный бомбардировщик Ту-12; 9 — экспериментальный истребитель Ла-160; 10 — экспериментальный бомбардировщик Ил-22.

## Табл. XXIV

**Советская авиация периода 1940—80-х гг. (продолжение, 1947—50):** 1 — многоцелевой самолёт Ан-2; 2 — многоцелевой самолёт Як-12А; 3 — истребитель МиГ-15; 4 — экспериментальный вертолёт Ка-8; 5 — бомбардировщик Ил-28; 6 — многоцелевой вертолёт Ми-1; 7 — летающая лодка Бе-6; 8 — истребитель МиГ-17; 9 — экспериментальный истребитель Ла-176; 10 — пассажирский самолёт Ил-14.

## Табл. XXV

**Советская авиация периода 1940—80-х гг. (продолжение, 1952—56):** 1 — бомбардировщик Ту-16; 2 — многоцелевой вертолёт Ми-4; 3 — транспортный вертолёт Як-24; 4 — истребитель Як-25; 5 — многоцелевой вертолёт Ка-15; 6 — бомбардировщик М-4 В. М. Мясничева; 7 — истребитель МиГ-19; 8 — пассажирский самолёт Ту-104; 9 — истребитель Су-7; 10 — летающая лодка Бе-10.

## Табл. XXVI

**Советская авиация периода 1940—80-х гг. (продолжение, 1956—59):** 1 — транспортный самолёт Ан-8; 2 — транспортный вертолёт Ми-6; 3 — экспериментальный «турболёт» А. Н. Рафаэлянца; 4 — пассажирский самолёт Ан-10; 5 — истребитель МиГ-21; 6 — пассажирский самолёт Ил-18; 7 — пассажирский самолёт Ту-114; 8 — многоцелевой самолёт Як-28; 9 — пассажирский самолёт Ан-14 «Пчёлка»; 10 — пассажирский самолёт Ан-24.

## Табл. XXVII

**Советская авиация периода 1940—80-х гг. (продолжение, 1959—63):** 1 — пассажирский самолёт Ту-124; 2 — транспортный вертолёт Ми-10; 3 — учебно-тренировочный самолёт Як-30; 4 — экспериментальный бомбардировщик М-50 В. М. Мясничева; 5 — экспериментальный винтокрыл Ка-22; 6 — истребитель МиГ-25; 7 — многоцелевой вертолёт Ми-8; 8 — самолёт-амфибия Бе-12 «Чайка»; 9 — многоцелевой вертолёт Ми-2; 10 — пассажирский самолёт Ил-62.

## Табл. XXVIII

**Советская авиация периода 1940—80-х гг. (продолжение, 1963—68):** 1 — пассажирский самолёт Ту-134; 2 — вертолёт-кран Ми-10К; 3 — транспортный самолёт Ан-22 «Антей»; 4 — пассажирский самолёт Як-40; 5 — многоцелевой вертолёт Ка-26; 6 — пассажирский самолёт Ту-154; 7 — противолодочный вертолёт Ка-25; 8 — истребитель МиГ-23; 9 — самолёт вертикального взлёта и посадки Як-36; 10 — экспериментальный вертолёт В-12 (Ми-12).

## Табл. XXIX

**Советская авиация периода 1940—80-х гг. (продолжение, 1968—82):** 1 — сверхзвуковой пассажирский самолёт Ту-144; 2 — транспортный самолёт Ил-76Т; 3 — пассажирский самолёт Ан-28; 4 — транспортный самолёт укороченного взлёта и посадки Ан-72; 5 — пассажирский самолёт Як-42; 6 — транспортный самолёт Ан-124 «Руслан»; 7 — транспортный вертолёт Ми-26; 8 — пассажирский самолёт Ил-86; 9 — многоцелевой вертолёт Ка-32; 10 — экспериментальный самолёт Т-4 П. О. Сухого.

#### **Табл. XXX**

**Зарубежная авиация периода 1940—80-х гг. (1943—49):** 1 — истребитель Де Хэвилленд «Вампир» (Великобритания); 2 — истребитель Рипаблик F-84 «Гандерджет» (США); 3 — экспериментальный самолёт Белл Х-1 (США); 4 — экспериментальный бомбардировщик Нортроп ХВ-35 (США); 5 — истребитель Норт Американ F-86 «Сейбр» (США); 6 — пассажирский самолёт Виккерс «Вайкаунт» (Великобритания); 7 — пассажирский самолёт Де Хэвилленд «Комета 1» (Великобритания); 8 — экспериментальный самолёт «Ледюк» 010 (Франция) на самолёте-носителе; 9 — многоцелевой вертолёт Белл 47 (США); 10 — транспортный самолёт Фэрчайлд С-119 «Флайинг бокскар» (США).

#### **Табл. XXXI**

**Зарубежная авиация периода 1940—80-х гг. (продолжение, 1951—54):** 1 — бомбардировщик Боинг В-52 «Стратофортресс» (США); 2 — бомбардировщик Авро «Вулкан» (Великобритания); 3 — истребитель Хокер «Хантер» (Великобритания); 4 — истребитель Глостер «Джовлин» (Великобритания); 5 — истребитель Норт Американ F-100 «Супер сейбр» (США); 6 — истребитель Локхид F-104 «Старфайтер» (США); 7 — истребитель Дассо «Мистер» IVA (Франция); 8 — экспериментальный самолёт вертикального взлёта и посадки Конвэр XFV-1 (США); 9 — транспортный самолёт Локхид С-130 «Геркулес» (США); 10 — истребитель Инглиш электрик «Лайтнинг» (Великобритания).

#### **Табл. XXXII**

**Зарубежная авиация периода 1940—80-х гг. (продолжение, 1955—58):** 1 — многоцелевой вертолёт Сюд авиасьон SE 313 «Алуэт» II (Франция); 2 — пассажирский самолёт Сюд авиасьон «Каравелла» (Франция); 3 — разведчик Локхид U-2 (США); 4 — пассажирский самолёт Фоккер F.27 «Френдшип» (Нидерланды); 5 — многоцелевой вертолёт Сондерс-Ро «Скаут» (Великобритания); 6 — бомбардировщик Конвэр В-58 «Хаслер» (США); 7 — истребитель Дассо «Мираж» III (Франция); 8 — пассажирский самолёт Боинг 707 (США); 9 — многоцелевой вертолёт Белл УН-1 «Ирокез» (США); 10 — истребитель Макдоннелл-Дуглас F-4 «Фантом» II (США).

#### **Табл. XXXIII**

**Зарубежная авиация периода 1940—80-х гг. (продолжение, 1959—63):** 1 — противолодочный вертолёт Сикорский SH-3А «Си книг» (США); 2 — транспортный вертолёт Сикорский СН-54 «Скай крейн» (США); 3 — экспериментальный самолёт Норт Американ Х-15 (США); 4 — транспортный вертолёт Боинг вертол СН-47 «Чинук» (США); 5 — многоцелевой самолёт ПЗЛ-104 «Вилга» (Польша); 6 — учебно-тренировочный самолёт ПЗЛ TS-11 «Искра» (Польша); 7 — самолёт дальнего радиолокационного обнаружения Грумман Е-2 «Хоукай» (США); 8 — пассажирский самолёт Хокер Сидли «Трайидент» (Великобритания); 9 — пассажирский самолёт Боинг 727 (США); 10 — пассажирский самолёт Виккерс VC.10 (Великобритания).

#### **Табл. XXXIV**

**Зарубежная авиация периода 1940—80-х гг. (продолжение, 1963—67):** 1 — пассажирский самолёт Бритиш эркрафт корпорейшен ВАК 111 (Великобритания); 2 — пассажирский самолёт Макдоннелл-Дуглас DC-9 (США); 3 — разведчик Локхид SR-71 (США); 4 — боевой вертолёт Белл

АН-1 «Хьюи кобра» (США); 5 — истребитель-бомбардировщик Джeneral дайнемикс F-111 (США); 6 — штурмовик Воут А-7 «Корсар» II (США); 7 — экспериментальный бомбардировщик Норт Американ ХВ-70 «Валькирия» (США); 8 — истребитель СААБ «Вигген» (Швеция); 9 — самолёт вертикального взлёта и посадки Хокер Сидли «Харриер» (Великобритания); 10 — многоцелевой вертолёт Мессершмитт-Бёльков-Блом Во 105 (ФРГ).

#### **Табл. XXXV**

**Зарубежная авиация периода 1940—80-х гг. (продолжение, 1967—70):** 1 — учебный самолёт Аэро L-39 «Альбатрос» (Чехословакия); 2 — летающая лодка Син Мейва PS-1 (Япония); 3 — сверхзвуковой пассажирский самолёт БАК — Аэропасьяль «Конкорд» (Великобритания — Франция); 4 — пассажирский Самолёт Боинг 737 (США); 5 — пассажирский самолёт Лет L-410 (Чехословакия); 6 — пассажирский самолёт Боинг 747 (США); 7 — истребитель Грумман F-14 «Томкэт» (США); 8 — транспортный самолёт Локхид С-5А «Галакси» (США); 9 — пассажирский самолёт Локхид L-1011 «Трайстар» (США); 10 — пассажирский самолёт Макдоннелл-Дуглас DC-10 (США).

#### **Табл. XXXVI**

**Зарубежная авиация периода 1940—80-х гг. (продолжение, 1971—75):** 1 — многоцелевой вертолёт Уэстленд WG.13 «Линкс» (Великобритания); 2 — истребитель Макдоннелл-Дуглас F-15 «Игл» (США); 3 — штурмовик Фэрчайлд рипаблик А-10 «Тандерболт» III (США); 4 — пассажирский самолёт консорциума «Эрбас индастри» А-300; 5 — экспериментальный аппарат с несущим корпусом Мартин Мариетта Х-24В (США); 6 — истребитель Джeneral дайнемикс F-16 «Файтинг фолкон» (США); 7 — истребитель консорциума «Панавиа» «Торнадо»; 8 — транспортный вертолёт Сикорский СН-53Е «Супер сталлион» (США); 9 — боевой вертолёт Хьюз АН-64 «Апач» (США); 10 — многоцелевой вертолёт Сикорский УН-60А «Блэк хоук» (США).

#### **Табл. XXXVII**

**Зарубежная авиация периода 1940—80-х гг. (продолжение, 1975—79):** 1 — самолёт дальнего радиолокационного обнаружения Боинг Е-3 «Сентри» (США); 2 — истребитель Макдоннелл-Дуглас F-18 «Хорнит» (США); 3 — пассажирский самолёт Де Хэвилленд оф Канада DHC-7 (Канада); 4 — истребитель Дассо-Бреге «Мираж» 2000 (Франция); 5 — экспериментальный преобразуемый аппарат Белл XV-15 (США); 6 — многоцелевой вертолёт Аэропасьяль «Супер пума» (Франция); 7 — истребитель J-5 (КНР); 8 — истребитель-бомбардировщик ИАВ «Крайова» — СОКО JAR-93/J-22 «Орао» (Румыния, Югославия); 9 — многоцелевой вертолёт Аэропасьяль SA 365N «Дофен» 2 (Франция).

#### **Табл. XXXVIII**

**Зарубежная авиация периода 1940—80-х гг. (продолжение, 1980—88):** 1 — пассажирский самолёт Бритиш аэропейс ВАе 146 (Великобритания); 2 — самолёт «Солар челленджер» с силовой установкой из солнечных батарей (США); 3 — рекордный самолёт «Вояджер» (США); 4 — пассажирский самолёт консорциума «Эрбас индастри» А310-300; 5 — бомбардировщик Рокуэлл В-1В (США); 6 — пассажирский самолёт Боинг 767 (США); 7 — противотанковый вертолёт Агуста А129 «Мангуста» (Италия); 8 — пассажирский самолёт консорциума «Эрбас индастри» А320; 9 — орбитальная ступень воздушно-космического аппарата «Спейс шаттл» (США).

Приложение III

Числовые значения ряда параметров Международной стандартной атмосферы

Геометрическая высота Н, м	Величины в функции геометрической высоты						
	Температура Т, К	Давление $p$ , Па	Плотность $\rho$ , кг/м <sup>3</sup>	$p/p_c$	$\rho/\rho_c$	Скорость звука а, м/с	Кинематическая вязкость $\nu$ , м <sup>2</sup> /с
0	288,150	1,01325 + 5	1,22500	1,00000	1,00000	340,294	1,4607—5
250	286,525	9,83576 + 4	1,19587	9,70714—1	9,76220—1	339,333	1,4897
500	284,900	9,54613	1,16727	9,42130	9,52876	338,370	1,5195
750	283,276	9,26346	1,13921	9,14232	9,29964	337,403	1,5500
1000	281,651	8,98763	1,11166	8,87010	9,07477	336,435	1,5813
1500	278,402	8,45597	1,05810	8,34539	8,63759	334,489	1,6463
2000	275,154	7,95014	1,00655	7,84618	8,21676	332,532	1,7147
2500	271,906	7,46917	9,56954—1	7,37150	7,81187	330,563	1,7868
3000	268,659	7,01212	9,09254	6,92042	7,42248	328,584	1,8628
3500	265,413	6,57804	8,63402	6,49202	7,04818	326,592	1,9429
4000	262,166	6,16604	8,19347	6,08541	6,68854	324,589	2,0275
4500	258,921	5,77526	7,77038	5,69973	6,34317	322,573	2,1167
5000	255,676	5,40483	7,36429	5,33415	6,01166	320,545	2,2110
5500	252,431	5,05398	6,97469	4,98784	5,69362	318,505	2,3107
6000	249,187	4,72176	6,60111	4,66002	5,38866	316,452	2,4162
6500	245,943	4,40755	6,24310	4,34991	5,09641	314,385	2,5278
7000	242,700	4,11053	5,90018	4,05677	4,81648	312,306	2,6461
7500	239,457	3,82997	5,57192	3,77988	4,54850	310,212	2,7714
8000	236,215	3,56516	5,25786	3,51854	4,29213	308,105	2,9044
8500	232,974	3,31542	4,95757	3,27206	4,04700	305,984	3,0457
9000	229,733	3,08007	4,67063	3,03979	3,81276	303,848	3,1957
9500	226,492	2,85847	4,39661	2,82109	3,58907	301,697	3,3553
10000	223,252	2,64999	4,13510	2,61533	3,37559	299,532	3,5251
10500	220,013	2,45402	3,88570	2,42193	3,17200	297,351	3,7060
11000	216,774	2,26999	3,64801	2,24031	2,97797	295,154	3,8988
11500	216,650	2,09847	3,37429	2,07103	2,75453	295,069	4,2131
12000	216,650	1,93994	3,11937	1,91457	2,54643	295,069	4,5574
12500	216,650	1,79340	2,88375	1,76995	2,35408	295,069	4,9297
13000	216,650	1,65796	2,66595	1,63628	2,17629	295,069	5,3325
13500	216,650	1,53276	2,46464	1,51272	2,01195	295,069	5,7680

14000	216,650	1,41703	2,27855	1,39850	1,86004	295,069	6,2391
14500	216,650	1,31006	2,10654	1,29293	1,71963	295,069	6,7486
15000	216,650	1,21118	1,94755	1,19534	1,58983	295,069	7,2995
15500	216,650	1,11977	1,80057	1,10513	1,46985	295,069	7,8954
16000	216,650	1,03528	1,66470	1,02174	1,35894	295,069	8,5397
16500	216,650	9,57173 + 3	1,53911	9,44657—2	1,25642	295,069	9,2366
17000	216,650	8,84970	1,42301	8,73398	1,16164	295,069	9,9902
17500	216,650	8,18224	1,31568	8,07524	1,07403	295,069	1,0805—4
18000	216,650	7,56521	1,21647	7,46628	9,93034—2	295,069	1,1686
18500	216,650	6,99480	1,12475	6,90333	9,18160	295,069	1,2639
19000	216,650	6,46747	1,03995	6,38290	8,48942	295,069	1,3670
19500	216,650	5,97997	9,61565—2	5,90178	7,84951	295,069	1,4784
20000	216,650	5,52929	8,89097	5,45699	7,25793	295,069	1,5989
21000	217,581	4,72892	7,57146	4,66708	6,18078	295,703	1,8843
22000	218,574	4,04748	6,45096	3,99456	5,26609	296,377	2,2201
23000	219,567	3,46685	5,50055	3,42152	4,49025	297,049	2,6136
24000	220,560	2,97174	4,69377	2,93287	3,83165	297,720	3,0743
25000	221,552	2,54921	4,00837	2,51588	3,27214	298,389	3,6135
26000	222,544	2,18837	3,42565	2,15975	2,79645	299,056	4,2439
27000	223,536	1,87997	2,92982	1,85538	2,39169	299,722	4,9805
28000	224,527	1,61619	2,50762	1,59506	2,04704	300,386	5,8405
29000	225,518	1,39042	2,14783	1,37223	1,75333	301,048	6,8438
30000,	226,509	1,19703	1,84101	1,18137	1,50286	301,709	8,0134
35000	236,513	5,74592 + 2	8,46334—3	5,67078—3	6,90885—3	308,299	1,8063—3
40000	250,350	2,87143	3,99566	2,83388	3,26176	317,189	4,0067
45000	264,164	1,49101	1,96627	1,47151	1,60512	325,823	8,4996
50000	270,650	7,97787 + 1	1,02687	7,87354—4	8,38264—4	329,799	1,6591—2

**Примечание.** Значения параметров взяты из ГОСТ 4401—81. Атмосфера стандартная, соответствующего международному стандарту ИСО 2533; геометрическая высота  $H$  отсчитывается от среднего уровня моря;  $p_c, \{\rho\}_c$  — соответственно значения давления и плотности на среднем уровне моря ( $H = 0$ ); число со знаком плюс или минус, стоящее после параметра, является показателем степени десяти — сомножителя данного параметра, например  $1,01325 + 5$  означает  $1,01325 \cdot 10^5$ .

## **В ПОДГОТОВКЕ ЭНЦИКЛОПЕДИИ ПРИНИМАЛИ УЧАСТИЕ РЕДАКТОРЫ-КОНСУЛЬТАНТЫ**

В. А. БАШКИН, С. С. ГАЙГЕРОВ, А. И. ГОЛУБИНСКИЙ, В. С. ГРЯЗНОВ, А. А. ГЮРДЖИАН, Б. Х. ДАВИДСОН, В. В. ЛАЗАРЕВ, Ю. Н. МАЛЕЕВ, А. Д. МИРОНОВ, Л. Х. РАЙТБАРГ, В. А. СОСУНОВ, В. Н. СУЧКОВ, В. М. ЧИЖОВ, В. М. ШЕЙНИН, А. А. ШИЛОВ, Ю. Я. ШИЛОВ.

## **РЕДАКЦИЯ ПРОМЫШЛЕННОСТИ И ТРАНСПОРТА**

Заведующий редакцией В. А. ДУБРОВСКИЙ, ведущие редакторы О. С. ВОРОБЬЕВА, Ю. А. ЗАРЯНКИН, Л. П. ЧАРНОЦКАЯ, И. К. ШУВАЛОВ, научные редакторы С. И. ВЕНЕЦКИЙ, Н. А. ГОЛОВАНОВА, Г. А. НАЗАРОВ, С. Н. ПОПОВА, Е. Л. ШИНИНА, редакторы Т. Ф. КОЗЛОВА, И. Е. НИКИТИНА.

## **ДРУГИЕ РЕДАКЦИИ И ОТДЕЛЫ**

**Редакция государства и права** — заведующая редакцией Н. Л. ТУМАНОВА, научный редактор И. К. ГОРОДЕЦКАЯ, редактор Л. В. ЗОНТОВА.

**Редакция картографии** — заведующая редакцией И. В. КУРСАКОВА, редактор Н. Н. КОВАЛЁВА.

**Литературно-контрольная редакция** — заведующий редакцией Г. И. ЗАМАНИ, редактор Н. Г. РУДНИЦКАЯ.

**Редакция иллюстраций** — главный художник А. В. АКИМОВ, художественный редактор Л. П. МУШТАКОВА.

**Группа библиографии** — редактор В. Н. СЕЛЕЗНЁВА.

**Группа проверки и сопоставления фактов** — руководитель группы И. Н. ПЕТИНОВ, редакторы М. В. ГОРДОВА, И. С. РЯХОВСКАЯ, Г. А. САДОВА, Г. Ф. СЕРПОВА.

**Группа транскрипции и этимологии** — руководитель группы Е. Л. РИФ, научный редактор М. С. ЭПИТАШВИЛИ.

**Отдел перепечатки рукописей** — заведующая отделом Л. А. МАЛЬЦИНА.

**Отдел считки и изготовления наборного оригинала** — заведующая отделом Н. В. ШЕВЕРДИНСКАЯ, статейные корректоры Т. Б. САБЛИНА, И. Т. САМСОНОВА, Е. Е. ТРУБИЦЫНА.

**Техническая редакция** — заведующая редакцией Р. Т. НИКИШИНА, технический редактор В. В. ЛУНЯШИНА.

**Корректорская** — заведующая корректорской Ж. А. ЕРМОЛАЕВА, статейные корректоры С. Н. БУТЮГИНА, В. Н. ИВЛЕВА, Н. М. КАТОЛИКОВА, Л. А. СЕЛЕЗНЁВА.

**Издательско-компьютерный отдел** — начальник отдела И. Н. КОНОВАЛОВА, главный специалист Н. Н. БЕЛЯЕВ, ведущий инженер Л. А. РОМАНЕНКО, инженер И. А. МИНАЕВА, начальник наборного участка Л. А. РУСАНОВА, операторы ЭВМ М. Н. ЖУКОВА, Т. В. ХОМКОВОЛА.

**Копировально-множительная лаборатория** — заведующий лабораторией Ю. В. ЕПИФАНОВ, операторы В. И. АНПИЛОГОВА, Л. Ф. ДОЛГОПОЛОВА, З. Я. ЕПИФАНОВА, В. И. КЛИМОВА, Г. В. МЕЦАНИНОВА.

**Производственный отдел** — заместитель заведующего отделом В. Н. МАРКИНА, главный технолог И. А. ВЕТРОВА, ведущий инженер-технолог Г. Н. РОМАНОВА.

**Отдел книжной торговли, рекламы и маркетинга** — заведующий отделом И. Б. ТАРШИС.

Художественное оформление энциклопедии Б. К. МИРОШИНА, иллюстрации Р. И. МАЛАНИЧЕВА, В. А. ВАРЬЯША, К. П. ЗАКАМОЛДИНА, В. Я. ЛУКЬЯНЦЕВА.

Заместитель директора по производству Н. С. АРТЁМОВ, заместитель директора по материально-техническому снабжению Ю. И. ЗАВЕДЕЦКИЙ.

### АВТОРЫ СТАТЕЙ ЭНЦИКЛОПЕДИИ «АВИАЦИЯ»

М. М. АБДУЛГАМИДОВ, В. Х. АБИАНЦ, Г. Н. АБРАМОВИЧ, А. Л. АВАЕВ, З. П. АВГЕЕВА, В. С. АВДУЕВСКИЙ, Н. А. АВРАМЕНКО, В. П. АГАФОНОВ, Н. В. АДАМОВИЧ-ИОДКО, А. Н. АЖАЕВ, В. И. АККУРАТОВ, А. Ф. АКСЁНОВ, В. Н. АЛЕКСАНДРОВ, Г. В. АЛЕКСАНДРОВ, М. А. АЛЕКСЕЕВ, С. М. АЛЕКСЕЕВ, В. И. АЛЕКСЕЕНКО, А. К. АЛТЫНБАЕВ, А. С. АЛЬБАЦ, М. Б. АЛЬТМАН, Б. Н. АМЕЛИН, Г. А. АМИРЬЯНЦ, В. М. АНДРИЕНКО, В. Н. АНДРИЯКА, Т. Г. АНОДИНА, Н. Ф. АНОШКИН, Г. Д. АНТОНЕНКО, Л. И. АРАЛОВ, А. М. АРТЕМЬЕВ, И. Г. АРХИПОВ, Е. П. АСТАХОВ, В. Г. АФНАСЬЕВ, А. Я. АШИЕВИЦ, А. И. БАБУШКИН, А. С. БАБУШКИНА, А. Н. БАГДАСАРОВ, А. А. БАДЯГИН, А. В. БАЖЕНОВ, В. В. БАЖУКОВ, С. И. БАЗАЗЯНЦ, В. А. БАЙКУЛОВ, В. И. БАКУЛЕВ, О. С. БАЛАХОВСКАЯ, Б. Ф. БАЛАШОВ, В. В. БАЛАШОВ, А. Н. БАРАНОВ, И. И. БАРАНОВ, Н. Б. БАРАНОВСКАЯ, В. Э. БАСКИН, В. П. БАТИЗАТ, А. М. БАТКОВ, О. П. БАХОВ, А. З. БАШИНДЖОГИАН, В. А. БАШКИН, А. В. БАШКИРОВА, В. Я. БЕЗМЕНОВ, В. И. БЕЛКИН, А. Ф. БЕЛОВ, С. Л. БЕЛОГОРОДСКИЙ, А. А. БЕЛОУС, Ю. А. БЕЛОУСОВ, С. М. БЕЛОЦЕРКОВСКИЙ, В. В. БЕЛЯЕВ, Р. А. БЕЛЯКОВ, П. Н. БЕЛЯНИН, Л. М. БЕРЕСТОВ, В. Е. БЕРСУДСКИЙ, А. Ф. БЕСФАМИЛЬНЫЙ, Ю. Г. БЕХЛИ, И. А. БИРГЕР, В. И. БИРЮК, В. И. БОГАЙЧУК, В. В. БОГДАНОВ, В. А. БОГУСЛАЕВ, В. А. БОДРОВ, В. Д. БОКСЕР, В. Д. БОКША, О. В. БОЛХОВИТИНОВ, Б. И. БОНДАРЕВ, Л. М. БОНДАРЕНКО, А. Р. БОНИН, В. О. БОРОВИК, В. Я. БОРОВОЙ, М. Я. БОРОДИН, Ю. П. БОРОДИН, И. П. БОСЕНКО, В. Я. БОЧАРОВ, А. С. БРАВЕРМАН, В. Н. БРАЖКО, О. А. БРУК, Б. П. БУГАЕВ, В. М. БУЗУЛУКОВ, Н. А. БУЛАНОВ, А. В. БУЛАНОВСКИЙ, Е. Г. БУЛГАКОВ, Н. Г. БУНЬКОВ, В. Н. БУТОРИН, В. Н. БЫЧКОВ, Г. С. БЮШГЕНС, Р. А. ВАРТБАРОНОВ, Ю. М. ВАСИЛЕНКО, Л. Е. ВАСИЛЬЕВ, М. И. ВАСИЛЬЕВ, Н. И. ВАСИЛЬЕВ, Ю. Н. ВАСИЛЬЕВ, В. И. ВАСИЛЬЧЕНКО, К. К. ВАСИЛЬЧЕНКО, А. С. ВАСИН, К. П. ВАШКЕВИЧ, О. В. ВИНОГРАДОВ, Ю. А. ВИНОКУР, Н. И. ВЛАДИМИРОВ, Е. С. ВОЖДАЁВ, Л. Н. ВОЛОВИК, В. Г. ВОЛОВИЧ, А. З. ВОРОБЬЁВ, В. Г. ВОРОБЬЁВ, В. Н. ВОРОБЬЁВ; В. Ф. ВОРОБЬЁВ, Р. И. ВОРСИН, Э. Б. ВУЛГАКОВ, В. М. ВУЛЬ, С. А. ВЬЮНОВ, Л. Д. ГАВРИЛОВА, В. М. ГАДЕЦКИЙ, С. С. ГАЙГЕРОВ, В. С. ГАЛКИН, С. И. ГАЛКИН, М. Л. ГАЛЛАИ, Ю. А. ГАРАЩЕНКО, Л. М. ГАЦУЦ, Ф. Ш. ГЕЛЬМЕДОВ, И. Г. ГЕНКИН, А. Ш. ГИНЕВСКИЙ, Ю. А. ГЛАДКОВ, С. Г. ГЛАЗУНОВ, Е. Б. ГЛОТОВ, И. Л. ГЛУШКОВ, Н. Н. ГЛУШКОВ, В. С. ГОЗДЕК, Г. С. ГОЛОВКИН, В. В. ГОЛУБЕВ, В. Н. ГОЛУБКИН, Е. П. ГОЛУБКОВ, Г. И. ГОЛЬШЕВ, М. Г. ГОМАН, Б. К. ГОНЧАРОВ, В. Н. ГОНЧАРОВ, А. А. ГОРБАТКО, Г. Н. ГОРБУНОВ, Н. Т. ГОРДЮКОВ, А. И. ГОРОХОВ, В. А. ГОРЯЧЕВ, В. В. ГОРЯЧЕВ, Л. П. ГРИМАК, К. В. ГРИБОВСКИЙ, В. Г. ГРИГОРЬЕВ, Е. А. ГРИЦЕНКО, Г. И. ГРИШАЕВА, В. И. ГРИШИН, В. К. ГРИШИН, Б. Д. ГРУБИЙ, В. Е. ГРУШКО, В. П. ГРЯЗЕВ, В. С. ГРЯЗНОВ, О. И. ГУБАРЁВ, М. М. ГУДИМОВ, Г. М. ГУНЯЕВ, А. Я. ГУРВИЧ, Л. Я. ГУРЕВИЧ, В. Г. ГУРЫЛЁВ, В. Н. ГУСЕВ, Ю. И. ГУСЕВ, Н. Н. ГУСЕВА, М. А. ГУСЕНКОВА, А. С. ГУСЬКОВ, А. А. ГЮРДИЖАН, Г. И. ДАВИДЕНКО, Б. Х. ДАВИДСОН, Ю. В. ДАВЫДОВ, В. И. ДАНИЛОВА, В. Т. ДЕДЕШ, П. П. ДЕМЕНТЬЕВ, В. П. ДЕМЕНЧЁНОК, А. К. ДЕНЕЛЬ, В. Е. ДЕНИСОВ, В. Н. ДЕНИСОВ, И. А. ДЕНИСОВА, В. М. ДМИТРИЕВ, В. И. ДОБАТКИН, А. П. ДОБРОЛЮБОВ, И. Л. ДОБРОЛЮБОВА, Н. Н. ДОЛЖЕНКО, Ю. П. ДОРОФЕЕВ, В. Е. ДОРОШЕНКО, М. Е. ДРИЦ, Л. Н. ДРУЖИНИН, А. А. ДУБ, Ю. Б. ДУБОВ, Н. Ф. ДУБОВКИН, А. С. ЕВИНТОВА, В. С. ЕГЕР, В. А. ЕГОРЦЕВ, В. И. ЕЛАГИН, Е. Н. ЕЛИЗАРОВ, С. Н. ЕМЕЛЬЯНОВ, С. А. ЕРМАКОВ, В. Ф. ЕРОШИН, М. А. ЕРУСАЛИМСКИЙ, Ю. И. ЕРШОВ, А. Н. ЕФИМОВ, Л. С. ЕФИМОВА, Б. М. ЕФИМЦОВ,

В. М. ЖАРИКОВ, Ю. Г. ЖИВОВ, А. Ф. ЖИГАЧ, Ю. Л. ЖИЛИН, В. И. ЖУЛЕВ, А. П. ЖУРАВЛЁВ, В. А. ЖУРАВЛЁВ, Г. И. ЗАГАЙНОВ, А. И. ЗАГОРСКИЙ, В. Е. ЗАДОРОЖНИЙ, А. Г. ЗАЙЦЕВ, С. Л. ЗАК, Г. И. ЗАЛЬЦМАН, Г. Н. ЗАМУЛА, Ю. К. ЗАНИБОРЩ, Г. В. ЗАПОРОЖЕЦ, А. И. ЗАРУБИН, Ю. В. ЗАСЫПКИН, К. В. ЗАХАРОВ, А. Г. ЗАЦЕПИН, В. Г. ЗДАНЕВИЧ, П. М. ЗЕЛИНСКИЙ, В. Л. ЗИМОНТ, А. М. ЗНАМЕНСКАЯ, Е. В. ЗОРИН, А. Б. ИВАНОВ, А. В. ИВАНОВ, А. Н. ИВАНОВ, Б. В. ИВАНОВ, В. Н. ИВАНОВ, В. П. ИВАНОВ, Ю. И. ИВАНОВ, Е. И. ИВАНОВА, К. М. ИЕРУСАЛИМСКИЙ, Ю. В. ИЛЬИН, Ю. С. ИЛЬИН, Р. Д. ИРОДОВ, А. С. ИСАЕВ, П. В. ИСАЕВ, П. К. ИСАКОВ, Р. Д. ИСКАНДАРОВ, А. Л. ИСКРА, В. Е. ИШЕВСКИЙ, О. К. КАВЕРИН, В. Б. КАЗАКОВ, А. И. КАЛИНИН, Д. А. КАЛИНИН, Ю. Л. КАРПОВ, Г. В. КАРСАНОВ, А. А. КАРЧЕВСКИЙ, В. А. КАСЬЯНИКОВ, Б. М. КАЦ, В. Е. КВИТКА, А. Н. КЕССЕНИХ, А. И. КИСЕЛЁВ, Б. А. КИСЕЛЁВ, С. Т. КИШКИН, В. С. КИЯШКО, Ю. М. КЛЕСТОВ, А. В. КЛИМИН, Р. П. КЛЮЕВ, Л. А. КЛЯЧКО, В. В. КНИГИН, В. И. КОБЗЕВ, А. Г. КОВАЛЁВ, В. А. КОВАЛЁВ, Г. И. КОВАЛЁВ, Г. И. КОВАЛЁВ, М. Н. КОГАН, Ю. В. КОЖЕВНИКОВ, А. Т. КОЗЛОВ, И. Т. КОЗЛОВ, М. В. КОЗЮТЕНКО, П. В. КОЙФМАН, А. П. КОЛЯДИН, А. А. КОМАРОВ, Э. К. КОНДРАШОВ, В. Г. КОНОНЕНКО, А. Д. КОНОПАТОВ, Н. М. КОПТЕЛОВА, И. А. КОПЧИКОВ, М. Н. КОПЫЛОВ, Л. А. КОРНЕВ, Н. Н. КОРЧЕМКИН, А. В. КОРШУНОВ, Н. И. КОРЯГИН, К. Ю. КОСМИНКОВ, Ю. А. КОСТЕВ, В. В. КОСТЕЛЬЦЕВ, В. В. КОСТОЧКИН, Г. В. КОСТЫРЧЕНКО, В. А. КОТЕРЕВ, Н. И. КОТЕРОВ, А. К. КОТИКОВ, Л. Ш. КОТКИН, А. И. КОТОВ, В. Д. КОФМАН, Ю. Е. КОЧУРОВ, Ю. И. К РАСНОЩЕКОВ, А. А. КРАСОВСКИЙ, С. Ю. КРАШЕНИННИКОВ, С. А. КРЕСТОВ, Г. С. КРИВОНОГОВ, В. В. КРОНШТАДТОВ, Н. Г. КРУГЛОВ, Ю. В. КРЫЛОВ, В. В. КРЫМОВ, В. Н. КРЫСИН, С. П. КУВШИННИКОВ, В. П. КУЗНЕЦОВ, Г. А. КУЗНЕЦОВ, Е. В. КУЗНЕЦОВ, Н. Д. КУЗНЕЦОВ, О. А. КУЗНЕЦОВ, Е. Е. КУЗЬМИН, Р. Д. КУЗЬМИНСКИЙ, Ю. А. КУЗЬМИНСКИЙ, Ю. В. КУКИН, М. Г. КУЛЬЧАК, В. А. КУРАШВИЛИ, Р. И. КУРЗИНЕР, В. С. КУРИНОВ, Л. А. КУРОЧКИН, В. В. КУСТОВ, В. Ф. КУТЬИНОВ, В. Я. КУШЕЛЬМАН, В. И. ЛАВРЕНЕЦ-СЕМЕНЮК, В. В. ЛАЗАРЕВ, Б. Ш. ЛАНДА, Э. В. ЛАПАЕВ, М. П. ЛАПИК, Б. В. ЛЕБЕДЕВ, В. П. ЛЕБЕДЕВ, Б. С. ЛЕВИН, В. Р. ЛЕВИН, М. А. ЛЕВИН, В. Г. ЛЕЙБОВ, В. Ф. ЛЕВИТИН, А. М. ЛЕПИЛКИН, П. Е. ЛИСИЦКИЙ, М. С. ЛИСТОВ, Ю. А. ЛИТВИНОВ, В. В. ЛИТОВЧЕНКО, Э. И. ЛОБАЧЁВ, Г. В. ЛОГВИНОВИЧ, М. П. ЛОГИНОВ, Б. А. ЛОГУНОВ, С. С. ЛОГУНОВ, Г. Е. ЛОЗИНО-ЛОЗИНСКИЙ, В. В. ЛОЗОВСКИЙ, В. А. ЛОТАРЕВ, Б. Е. ЛУЖАНСКИЙ, В. П. ЛУКАЧЁВ, А. П. ЛУКОШКИН, К. М. ЛУЧАНСКИЙ, М. З. ЛЬВИН, М. Б. ЛЬВОВА, М. Я. ЛЬВОВСКИЙ, О. В. ЛЫЖИН, А. М. ЛЮЛЬКА, С. В. ЛЯПУНОВ, А. А. ЛЯХОВ, И. А. ЛЯХОВЕНКО, Р. Р. МАВЛЮТОВ, М. И. МАЗУРСКИЙ, Г. И. МАЙКАПАР, К. Н. МАКАРОВ, Ю. В. МАКАРОВ, В. А. МАКСИМОВ, Е. Н. МАЛАХОВ, Ю. Н. МАЛЕЕВ, И. Д. МАЛИНИН, Р. П. МАЛЫГИНА, А. Л. МАМАЕВ, Л. И. МАМОНТОВА, А. А. МАНУЧАРОВ, А. А. МАРЕНКОВ, Б. Е. МАРКАНСКИЙ, В. М. МАСЛОВ, Б. И. МАТВЕЕВ, Н. З. МАТЮК, Г. В. МАХОТКИН, К. Н. МАШКОВСКАЯ, А. В. МЕДВЕДЕВ, И. О. МЕЛЬЦ, В. Г. МИКЕЛАДЗЕ, А. В. МИКЕРОВ, В. М. МИКИРТИЧАН, Е. М. МИЛОСЛАВСКИЙ, А. Ф. МИНАЕВ, Е. М. МИНДЛИН, А. Д. МИРОНОВ, В. С. МИРОНОВ, Б. М. МИТИН, Б. С. МИТИН, В. Т. МИТРОХИН, М. И. МИТЯШИН, Б. А. МИХАЙЛОВ, В. В. МИХАЙЛОВ, В. Р. МИХЕЕВ, С. И. МОГИЛЕВЧИК, Е. В. МОИСЕЕВ, В. Т. МОНАХОВ, Н. И. МОСКВИТЕЛЕВ, В. Ф. МОХОВ, Р. В. МУБАРАКШИ, А. Г. МУНИН, А. М. МУРАШКЕВИЧ, Е. В. МУХОРДЫХ, Г. И. МУШЕНКО, Л. В. МЫШКИН, Ю. А. МЯГКОВ, А. С. МЯКОЧИН, В. Г. НАБАТОВ, Ю. А. НАГАЕВ, К. Г. НАЖМУТДИНОВ, А. Ш. НАЗАРОВ, В. А. НАЗАРОВ, Г. А. НАЗАРОВ, Т. А. НАЗАРОВА, Б. П. НАЛЁТОВ, Э. Г. НАМСАРАЕВ, Г. И. НЕВДАХИН, В. Я. НЕЙЛАНД, А. И. НЕЛЮБОВ, Г. И. НЕСТЕРЕНКО, А. К. НЕУСЫПИН, В. П. НЕФЁДОВ, А. И. НИКИТИН, В. А. НИКИТИН, А. В. НИКОЛАЕВ, В. А. НИКОЛАЕВ, В. И. НИКОЛЬСКИЙ, Е. А. НИКОНОВ, В. Н. НИКУЩЕНКО, А. А. НОВАД, А. С. НОВИКОВ, Ю. Ф. НОВИКОВ, Г. В. НОВОЖИЛОВ, Л. П. НОВОЧАДОВ, И. Ф. ОБРАЗЦОВ, К. В. ОБРОСОВ, А. Г. ОБРУБОВ, Б. В. ОВСЯННИКОВ, А. А. ОВЧАРОВ, Г. Т. ОВЧАРОВ, Л. Е. ОЛЬШТЕЙН, П. В. ОЛЯНЮК, В. Ф. ОРЛОВ, В. П. ОСИПОВ, Г. И. ОСИПОВ, Н. Н. ОСТРОУМОВ, В. Ф. ПАВЛЕНКО, А. Ф. ПАВЛОВ, Е. А. ПАВЛОВ, С. А. ПАВЛОВ, С. В. ПАВЛОВ, С. Н. ПАВЛОВ, А. И. ПАНКРАТОВ, В. С. ПАРЛСИНОВ, Н. М. ПАРХОМЕНКО,

А. Л. ПАРХОМОВ, Я. М. ПАРХОМОВСКИЙ, Ю. С. ПАХОМОВА, А. М. ПАШЕСТЮК, А. Г. ПАШКОВ, И. М. ПАШКОВСКИЙ, А. А. ПЕРЕДУНОВ, В. С. ПЕРМИНОВ, Б. В. ПЕРОВ, А. Ф. ПЕТРАКОВ, В. В. ПЕТРЕНКО, С. А. ПЕТРЕНКО, А. В. ПЕТРОВ, А. В. ПЕТРОВ, А. М. ПЕТРОВ, Д. А. ПЕТРОВ, К. П. ПЕТРОВ, Н. З. ПИНУС, В. П. ПЛОХИХ, А. А. ПОГОДАЕВ, Х. П. ПОГОСЯН, В. Г. ПОДКОЛЗИН, Б. Л. ПОКРОВСКИЙ, Ю. И. ПОЛЕТАЕВ, А. А. ПОЛЬСКИХ, Г. П. ПОЛЯКОВ, Н. Г. ПОЛЯКОВА, О. Ю. ПОЛЯНСКИЙ, В. М. ПОМОЛОВ, Б. А. ПОНОМАРЁВ, И. Г. ПОПОВ, К. М. ПОПОВ, Л. С. ПОПОВ, Ю. А. ПОСТНИКОВ, В. В. ПРИВЕЗЕНЦЕВ, М. Ф. ПРИТУЛО, Д. П. ПУЦЫН, В. И. ПЯТАХИН, Р. В. ПЯТЫШЕВ, Е. И. РАЗУВАЕВ, Л. Х. РАЙТБАРГ, В. Л. РАЙХЕР, Ю. Е. РАСКИН, В. К. РАХИЛИН, В. Д. РЕВО, В. В. РЕЛЯХОВ, О. Н. РЕУТОВ, С. Д. РЕШЕДЬКО, В. В. РИТТЕР, Е. Л. РИФ, И. А. РОДИОНОВ, В. В. РОДЧЕНКО, Б. Л. РОЖДЕСТВЕНСКИЙ, В. М. РОЗЕНБЕРГ, М. В. РОЗЕНБЛАТ, В. Ю. РОЗИН, А. Г. ОМАНОВ, Л. Г. РОМАШИН, А. И. РУБАН, С. С. РУДЕНКО, В. Е. РУДНЕВ, Я. А. РУДНИЦКИЙ, В. Ф. РУМ, Г. И. РУМЯНЦЕВ, В. Ю. РУТКОВСКИЙ, В. Г. РУХАДЗЕ, О. С. РЫЖОВ, Ю. А. РЫЖОВ, Б. П. РЫКОВСКИЙ, Л. С. РЫСИН, А. М. САВЕЛЬЕВ, В. С. САВИН, А. Ю. САВИНОВ, Р. В. САКАЧ, Л. А. САМОЙЛОВ, В. Л. САНДРАЦКИЙ, М. Б. САУККЕ, Ю. В. САЮТИН, И. Л. СВЕТЛОВ, Н. А. СВИРИДОВ, Г. П. СВИЩЁВ, Н. Г. СВИЩЁВА, Р. Г. СЕКАЧЕВ, М. П. СЕЛИВАНОВ, Н. М. СЕЛИВАНОВА, А. Ф. СЕЛИХОВ, Н. М. СЕМЁНОВА, Л. И. СЕМЕРНЯК, В. М. СЕНЧИЛО, Н. П. СЕРБУЛ, Я. М. СЕРЕБРИЙСКИЙ, В. В. СИДОРЕНКО, С. С. СИЛИН, В. В. СИЛОВ, В. И. СИЛЮК, А. С. СИНИЦЫН, В. С. СИНЯВСКИЙ, Г. В. СКВОРЦОВ, В. В. СКИПЕНКО, Ф. И. СКЛЯНСКИЙ, Н. М. СКЛЯРОВ, И. М. СКОМОРОХОВ, А. Д. СМИРНОВ, А. М. СМИРНОВ, Г. А. СМИРНОВ, М. Н. СМОЛЬКОВ, А. А. СМОЛЯР, В. М. СМУШКОВИЧ, В. И. СМЫСЛОВ, Н. Н. СМЫСЛОВА, Е. И. СОБОЛЕВ, В. Б. СОКОЛОВ, В. Ф. СОКОЛОВ, Е. Н. СОКОЛОВСКАЯ, С. С. СОЛНЦЕВ, Е. И. СОЛНЦЕВА, Б. Г. СОЛОВЬЁВ, Е. Е. СОЛОДКИН, П. А. СОЛОМОНОВ, В. И. СОЛОНИН, Л. И. СОРКИН, В. А. СОСУНОВ, В. И. СОТНИКОВ, С. Д. СПИВАКОВСКИЙ, Г. Ю. СТЕПАНОВ, В. В. СТЕРНИН, Г. И. СТОЛЯРОВ, Г. Б. СТРОГАНОВ, В. В. СУЛИМЕНКОВ, И. Г. СУЛТАНОВ, К. Л. СУПОНЬКО, Н. Н. СУРКОВ, И. П. СУХАРЕВ, М. В. СУХАНОВ, Ю. Л. СУХОРОСОВ, В. Н. СУЧКОВ, В. А. СЫРОВАТСКИЙ, В. В. СЫЧЁВ, В. В. СЫЧЁВ, Г. М. ТАВЛИНЦЕВ, М. И. ТАРАКАНОВСКИЙ, И. Б. ТАРХАНОВ, Р. А. ТЕЙМУРАЗОВ, Р. Х. ТЕНИШЕВ, А. М. ТЕРМАРКАРЯН, А. Г. ТЕР-СИМОНЯН, В. В. ТИМОФЕЕВ, А. Н. ТИМОШИН, И. Н. ТИТОВСКИЙ, А. И. ТИХОНОВ, А. М. ТИХОНОВ, М. Н. ТИЩЕНКО, Ю. Г. ТКАЧЁВ, В. К. ТОКАРЕВ, Э. В. ТОКАРЕВ, В. И. ТОЛМАЧЁВ, О. К. ТРУНОВ, А. А. ТУПОЛЕВ, П. Г. ТУРБИН, К. Д. ТУРКИН, В. А. ТУРЬЯН, Б. П. ТУЧИН, А. Ф. ТЫРСИН, Н. А. ТЯПКИН, Г. В. УКРАИНЦЕВ, М. Е. УЛАНОВ, Ю. А. УЛЬЯНИН, В. А. УСТИНОВ, О. Н. ФАВОРСКИЙ, И. Х. ФАХРУТДИНОВ, О. Х. ФАТКУЛЛИН, В. Ф. ФЕДОРЕНКО, Е. П. ФЁДОРОВ, Е. А. ФЕДОСОВ, А. Д. ФИЛИППОВ, В. В. ФИЛИППОВ, В. М. ФОМИН, Г. А. ФОМИН, Г. М. ФОМИН, Г. В. ФОМИЧЁВ, А. В. ФОРАПОНТОВ, Э. Б. ФРЕНКЕЛЬ, И. Н. ФРИДЛЯНДЕР, Б. П. ФРОЛИКОВ, В. М. ФРОЛОВ, В. И. ФУРЛЕТОВ, Е. Г. ХАРИН, А. И. ХАРИТОНОВ, С. И. ХАРЛАМОВ, А. М. ХВАТАН, Ю. И. ХЛОПКОВ, Э. Е. ХОРОШИЛОВ, Н. В. ХРУЛЁВ, М. И. ЦАПЛИН, М. М. ЦХОВРЕБОВ, В. М. ЦЫГАНОВ, Г. А. ЧЕРЁМУХИН, А. Я. ЧЕРКЕЗ, А. А. ЧЕРНИКОВ, Г. Г. ЧЁРНЫЙ, В. И. ЧЕРНЫШЁВ, С. Л. ЧЕРНЫШЁВ, А. С. ЧЕРНЯВСКИЙ, И. Н. ЧЕРНЯКОВ, В. И. ЧЕСНОКОВ, В. М. ЧИЖОВ, К. Н. ЧИКИНА, А. В. ЧИРИХИН, В. М. ЧУБАРОВ, Ю. М. ЧУДНЫЙ, В. С. ЧУЙКО, П. И. ЧУШКИН, Р. Е. ШАЛИН, Ю. З. ШАТИН, Е. А. ШАХАТУНИ, И. Л. ШЕВАЛЁВ, В. М. ШЕЙНИН, И. И. ШЕЛЕСТ, Ю. Ф. ШЕЛЮХИН, В. П. ШЕНКИН, А. А. ШИЛОВ, Ю. Я. ШИЛОВ, И. В. ШИПИЛОВ, Р. А. ШИПОВ, А. Г. ШИПУНОВ, Л. М. ШКАДОВ, С. М. ШЛЯХТЕНКО, Я. А. ШНЕЙДЕРМАН, Б. Ф. ШОРР, К. М. ШПИЛЕВ, Д. С. ШРАЙБЕР, И. К. ШУВАЛОВ, Ф. В. ШУХОВ, В. П. ЩЕЛКИН, В. И. ЩЕРБАКОВ, В. И. ЩИТНИКОВ, Я. Б. ЭНТИС, О. К. ЮГОВ, В. М. ЮДИН, Г. А. ЮДИН, М. И. ЮРОВИЦКИЙ, В. Д. ЮСТОВА, И. И. ЮШКОВ, И. С. ЯБЛОНСКИЙ, В. А. ЯКОВЛЕВ, М. И. ЯКУШИН, В. А. ЯРОШЕВСКИЙ.

Тираж книги изготовлен при участии Государственного предприятия «Аэрокон»

**Авиация:** Энциклопедия/Главный редактор Г. П. Свищёв. — А20 М.: Большая Российская энциклопедия, 1994. — 736 с.: ил.

**ISBN 5-85270-086-X**

Энциклопедия представляет собой первое в стране многоплановое научно-справочное издание, в котором систематизированы сведения по обширному кругу вопросов, относящихся к авиации и воздухоплаванию. В энциклопедии более 2600 статей по фундаментальным научным основам авиации, по устройству и характеристикам отечественных и зарубежных летательных аппаратов, по их созданию и эксплуатации, по воздушному праву, авиационной медицине, по авиационным видам спорта, о ведущих авиастроительных предприятиях и авиатранспортных компаниях мира и по многим другим вопросам. Значительное внимание уделено истории авиации и воздухоплавания, в книге более 600 биографий пионеров авиации, видных учёных, конструкторов, летчиков и воздухоплателей, испытателей авиационной техники. Энциклопедия богато иллюстрирована: в ней содержится более 2000 иллюстраций, большинство из которых — цветные.

Книга рассчитана как на специалистов, непосредственно связанных с авиацией и воздухоплаванием, так и на широкий круг читателей.

A $\left\{\left\{\frac{2705140400-10}{007(01)-94}\right\}\right\}$

**629.7[03]**

**ИБ № 228**

Лицензия № 010144 от 24.12.91. Сдано в набор 27.05.91. Подписано в печать 09.03.93. Формат издания 84 $\{\{\times\}\}$ 108 1/16. Бумага офсетная № 1. Гарнитура Литературная. Печать офсетная. Объём издания 77,28 условных печатных листов. Усл. кр.-отт. 309,12. Уч.-изд. л. 159,1. Тираж 25000 экземпляров. Заказ 2185.С9.

Научное издательство «Большая Российская энциклопедия». 109817, г. Москва, Покровский бульвар, д. 8.

Набор и фотоформы изготовлены в 12ЦТ. 121019, г. Москва, ул. Маркса-Энгельса, д. 17.

АООТ «Тверской полиграфический комбинат». 170024, г. Тверь, проспект Ленина, д. 5.