

КУЙБЫШЕВСКИЙ  
ОРДЕНА ТРУДОВОГО  
КРАСНОГО ЗНАМЕНИ  
АВИАЦИОННЫЙ ИНСТИТУТ  
ИМЕНИ С. П. КОРОЛЕВА

*А. И. ДАНИЛИН*

***ТЕОРИЯ  
ПОЛЕТА  
И КОНСТРУКЦИЯ  
САМОЛЕТА***

КУЙБЫШЕВ

1988

МИНИСТЕРСТВО ВЫСШЕГО И СРЕДНЕГО  
СПЕЦИАЛЬНОГО ОБРАЗОВАНИЯ РСФСР

КУЙБЫШЕВСКИЙ ордена ТРУДОВОГО КРАСНОГО ЗНАМЕНИ  
АВИАЦИОННЫЙ ИНСТИТУТ им. АКАДЕМИКА С. П. КОРОЛЕВА

*А. И. ДАНИЛИН*

# ТЕОРИЯ ПОЛЕТА И КОНСТРУКЦИЯ САМОЛЕТА

Утверждено  
редакционно-издательским  
советом института  
в качестве учебного пособия

Дивиндин А. И. *Теория полета и конструкция самолета*. Учебное пособие. — Куйбышев: КуАИ, 1988. — 114 с.

В пособии рассмотрены основы аэродинамики, динамики и устойчивости полета самолета, дан краткий исторический обзор зарождения авиации и обсуждены проблемы, связанные с обеспечением работы воздушно-реактивного двигателя.

Пособие создавалось для студентов специальности 0537 «Двигатели летательных аппаратов», однако может быть использовано для студентов других несамолетных специальностей авиационных вузов.

Ил. 54. Табл. 2. Библиогр. — 7 назв.

Рецензенты: кафедра 101 Московского авиационного института; Е. П. Корнев

Наше незнание бесконечно,  
сократим же его на один  
кубический миллиметр.

*Бертольд Брехт*

Данное пособие написано в соответствии с программой курса «Летательные аппараты» для специальности 0537 — двигатели летательных аппаратов. В него включены основные сведения из аэродинамики, динамики полета, устойчивости и управляемости самолета, а также краткое описание способов обеспечения нормальной работы силовой установки.

Содержание пособия не охватывает всего курса, поэтому не надо думать, что эта тонкая книжка способна заменить аудиторные занятия. Пособие предназначено лишь для того, чтобы помочь Вам лучше усвоить указанные разделы курса и подготовиться к сдаче предмета. В связи с этим обращаем внимание, что в рамках изложенного материала для получения зачета необходимо выполнить следующие требования.

1. Знать или уметь вывести все пронумерованные формулы. Таковых в пособии 59.

2. Знать, что означают авиационные термины и названия. Они все выделены и им даны соответствующие разъяснения. Всего 134 термина.

3. Уметь воспроизвести и объяснить графики и рисунки (41 рисунок), номера которых выделены жирным шрифтом.

При изложении материала мы старались избегать сложных математических построений, а основной упор сделать на физику процессов и качественное описание рассматриваемых явлений. В конце пособия приводятся аннотации ряда книг по авиации и дано происхождение некоторых авиационных терминов.

У каждого человека свои звезды  
Одним—тем, кто странствует,—  
они указывают путь. Для  
других это просто маленькие  
огоньки.

*Антуан де Сент Экзюпери*

Эволюция жизни на Земле породила все наблюдаемое многообразие животного и большую часть растительного мира. Венцом и вероятно конечным продуктом этого процесса явился человек разумный, через которого Природа осмысливает самое себя и который сразу же принялся соперничать с нею. Создание искусственной среды обитания (одежда, жилище), инженерное обеспечение этой среды (отопление, сантехника), использование природных ресурсов для умножения своих физических (домашние животные, механизмы), а в настоящее время даже интеллектуальных (компьютеры) усилий, вырвали Человека из абсолютной власти Природы, и теперь мы можем наблюдать и оценивать то, что Человек построил и названию чему — цивилизация.

В процессе этой гигантской работы Природа многообразием своих форм все время подсказывала стратегические направления мысли, которые, прежде чем обрести чеканную лаконичность технических заданий, получали форму легенд, сказок, мифов. Применительно к нашему предмету таким природным прототипом явились птицы\* и можно утверждать, что без созерцания их свободного и стремительного полета человечество пришло бы к идее аэродинамического принципа создания подъемной силы значительно позже. Но на птицах летают легендарный король Этана (III век до н. э.), Кати-Горошек; имеют крылья, а значит используют динамические принципы поддержания в воздухе Змей-Горыныч, вавилонский бог Мардук, сирийская богиня Астарта, египетский Ра, греческий Гермес, немецкие Валькирии и т. д. — перечень можно продолжать. Не обошли мифы вниманием и инженеров, создателей летательных аппаратов. Первым в их ряду стоит талантливый Дедал, славно потрудившийся над созданием прежде всего боевой техники. Крылья же для себя и своего сына Икара он соорудил из птичь-

\* Они присутствуют даже в терминах: слово «авиация» происходит от латинского *Avis* — птица.

их перьев, скрепленных воском только для того, чтобы вырваться из заточения на необитаемом острове. Причем легенда доносит до нас тонкое понимание Дедалом значения весовых характеристик летательного аппарата и прочности материала конструкции: «Нельзя лететь слишком низко — волны намочат перья и крылья станут тяжелыми; нельзя лететь и очень высоко — солнце растопит воск». Мудрый Дедал благополучно долетел до материка, а Икара в нынешних условиях лишили бы пилотского удостоверения за нарушение летной инструкции.

Первые летательные аппараты, имеющие инженерное обоснование, были предложены Леонардо да Винчи (1452—1519 г.) в 1485 году. В своем сочинении «Кодекс Атлантов» (Codice Atlantico) им впервые были затронуты проблемы полета: «Так же, как предмет может оказывать на воздух большое давление, так и воздух воздействует на предмет. Ты можешь видеть, как прогибается крыло сильного орла, когда его поддерживает воздух»\*. Леонардо да Винчи полагал, что птицы летают за счет нагнетания под себя воздуха и создания там воздушной подушки. Исходя из этого ошибочного представления он и разрабатывал свои модели летательных аппаратов. Однако не все попытки были неудачными. Так им разработан парашют и модель вертолета, но у вертолета лопасти вентиляторного типа.

Уровень развития техники XV столетия не давал возможности реализовать смелые идеи Леонардо да Винчи. Однако остался глубокий след и потому, что впервые возможность летания была связана с законами механики.

Современные летательные аппараты классифицируются по способу образования подъемной силы. Сейчас практическое применение находят всего три способа: аэростатический, аэродинамический и ракетодинамический. Ясно, что в первую группу попадают воздушные шары, аэростаты, монгольфьеры и дирижабли. Вторая группа включает в себя самолеты, вертолеты, аппараты на воздушной подушке, экранопланы, планеры и автожирь. Третья группа содержит все виды ракет.

Так вот, *полеты* возможны только на летательных аппаратах тяжелее воздуха. Аэростатический способ создания подъемной силы обеспечивает *воздухоплавание*, и летательным аппаратам легче воздуха присущи недостатки, которые в конце концов вытеснили их со столбовой дороги прогресса. Вместе с тем, следует отметить, что человек впервые оторвался от земли именно на аппарате легче воздуха.

---

\* В этих рассуждениях содержится еще и гениальное предвидение третьего закона Ньютона. См. Leonardo da Vinci. Tagebücher und Aufzeichnungen. — Leipzig: Paul List Verlag, 1940.

Сейчас это вызывает улыбку, но в XVIII веке в просвещенной Европе не знали толщину воздушного слоя, и в первый полет на воздушном шаре, построенном Жозефом и Этьеном Монгольфье, были отправлены 19 сентября 1783 года петух, утка и баран. Они поднялись на высоту 500 метров и ветер отнес монгольфьер на 4 км от места старта. Все путешествие продолжалось 8 минут, и когда экспериментаторы в сопровождении многочисленных болельщиков добрались до места приземления шара, то увидели своих подопечных в полном здравии. Через два месяца, 21 ноября 1783 года, состоялся подъем людей. Маркиз д'Арланд и физик Пилатр, нагруженный метеорологическими приборами, за 20 минут улетели на 9 км. Началось повсеместное увлечение воздухоплаванием. Но в скором времени трудности обнаружили, что их аппараты сильно зависят от стихии, требуют больших наземных сооружений, имеют малую скорость и небезопасны в эксплуатации. Из той замечательной поры в истории техники остались имена братьев Монгольфье, Жака Александра Шарля — создателя аэростата и Фердинанда Цепеллина — конструктора дирижаблей.

Краеугольные камни гидрогазодинамики — основы науки о полете — были заложены в середине XVIII века членами Российской академии наук Леонардом Эйлером и Даниилом Бернулли. Их уравнения и по сей день применяются при аэродинамических исследованиях.

В этот же период вопросам полета занимается М. В. Ломоносов. В июле 1754 года состоялась демонстрация модели вертолета для поднятия метеорологических приборов. В качестве двигателя была использована часовая пружина.

Однако и XVIII век не мог быть веком рождения аэродинамического летательного аппарата, поскольку не было подходящего двигателя.

В 1804 году англичанин Джордж Кейли (1773—1857 гг.) начал исследования по аэродинамике и за пять лет добился выдающихся результатов. Им впервые обоснована возможность полета на неподвижных крыльях, предложена схема аэроплана, построена так называемая «коловратная машина» — прообраз аэродинамической трубы — для аэродинамических экспериментов, обоснована необходимость хвостового оперения и значимость центровки для обеспечения устойчивости самолета в воздухе. Кейли построил и испытал планер, но, к сожалению, результаты испытаний история не сохранила.

Вообще, XIX век может по праву считаться веком промышленной революции. Сделанные в тот период изобретения во многом определяют и технику наших дней. Попробуйте представить нашу жизнь без телефона (Белл, 1872 г.), телеграфа (Морзе,

1832 г.), радио (А. С. Попов, 1895 г.), фотографии (Ньепс, 1826 г.), кино (братья Люмьер, 1895 г.), электролампочек (А. Н. Лодыгин, 1873 г.), двигателей внутреннего сгорания (Ленуар, 1860 г.). Всеобщий технический подъем не минуал и авиацию. После законодательных работ Дж. Кейли появляется очень много проектов летательных аппаратов тяжелее воздуха. Не имея возможности дать хотя бы беглый обзор разрабатывавшихся аппаратов, отметим все же проект русского изобретателя Н. А. Телешева. В 1867 году он запатентовал во Франции самолет с треугольным крылом и воздушно-реактивным двигателем пульсирующего типа, названного им «теплородным духометом». Примечательно, что в России в выдаче патента Н. А. Телешеву было отказано. Косность и скудоумие чиновников от науки царского самодержавия, безудержный космополитизм, отсутствие моральной и материальной поддержки со стороны правительства сильно тормозило технический прогресс в России. Тем не менее, первый в мире самолет в натуральную величину, способный подняться в воздух человека, был создан у нас морским офицером Александром Федоровичем Можайским (1825—1890 гг.). Его «воздухолетательный снаряд» имел все конструктивные группы, присущие современному самолету: крыло, фюзеляж, оперение, шасси, управление, силовую установку. Две уникальные паровые машины с удельной массой 8,7 кг/кВт, против обычных в то время 40,8 кг/кВт, вращали три тянущих винта.

Но самолет не имел органов поперечного, по крену, управления и не обладал необходимой устойчивостью. Поэтому испытания, проходившие в 1882 году на Красносельском военном поле под Петербургом, закончились неудачно. Вот как освещает это событие дореволюционное издание «Военной энциклопедии»: «...Первый полет аэроплана на военном поле в Красном селе дал результаты неважные: аппарат отделился от земли, но, будучи неустойчивым, накренился на бок и поломал крыло. Дальнейших опытов не было, за исключением средств...»\*. Так произошло событие большого исторического значения — самолет с человеком на борту впервые в мире совершил взлет. Но полета как такового не было, и мы не вправе говорить о рождении авиации.

В 1860 году Этьен Ленуар создает двигатель внутреннего сгорания, а в 1883 году Георг Даймлер берет патент на «новый бензиновый мотор». Авиация наконец получает долгожданную силовую установку. Но этого пока недостаточно. Нужно еще создать науку о полете и овладеть техникой пилотирования. Отто Лилленталь (1848—1896 гг.) энергично берется за решение второй задачи. 1891 году он совершает первый полет на пла-

\* Военная энциклопедия. Изд. П. Д. Сытина, 1916. Т. 16. с. 377.



нере собственной конструкции. Нынешние дельтапланы представляют собой по сути современный планер Лилиентала. За пять лет Лилиенталь совершил более 2000 полетов и распространил технику пилотирования по всему миру. Он погиб в 1896 году во время одного из полетов.

Одновременно ведутся серьезные исследования по теории полета. Успешно других работает профессор С. Лэнгли (1834—1906 гг.). В своей книге «Испытания по аэродинамике», изданной в 1891 году, он фактически излагает теорию тонкого крыла, а сформулированные основные аэродинамические положения его современники называли законами Лэнгли. В настоящее время имя Самюэля Лэнгли носит научно-исследовательский центр ЮВС США.

Лэнгли не ограничивается только научной работой. За период с 1891 по 1896 гг. он построил шесть летных моделей разных размеров, которые испытывал в полете над рекой Потомак. Запускал Лэнгли свои модели, а в дальнейшем и пилотируемый аппарат, при помощи катапульты с плавучей пристани. В 1898 году, обнадеженный результатами модельных испытаний, он начинает постройку аэроплана для военных целей с бензиновым мотором. Именно создание мотора задержало испытания до 1903 года. Зато двигатель получился особенно удачным. Разработанный проф. Мэнли, он имел массу всего 120 кг при мощности 36,75 кВт, т. е. его удельная масса составляла 3,26 кг/кВт, что явилось выдающимся достижением. Испытания 8 октября и 8 декабря 1903 года закончились неудачей, причем в последнем падении самолет разрушился. Причиной аварии послужила катапульта, а собственно самолет был вполне пригоден для полетов, что блестяще продемонстрировал Кёртисс в 1913 году, продержавшись в воздухе 15 минут на восстановленном аэроплане Лэнгли. Но тогда неудача послужила причиной несправедливых нападок и жестокого осмеяния в прессе, так что семидесятилетний Лэнгли прекращает свою деятельность.

Смерть Лилиентала в 1896 году получила широкий резонанс во всем мире и, в частности, пробудила интерес к летанию человека у владельцев велосипедной мастерской Вильбура (1867—1912 гг.) и Орвилла (1871—1948 гг.) Райт. По их просьбе Смитсоннианский институт в Вашингтоне присылает им несколько книг по авиации и в том числе «Испытания по аэродинамике» Лэнгли. После изучения проблем летания братья Райт с энтузиазмом отдаются планерным полетам и параллельно с этим отработывают конструкцию будущего самолета и его двигателя. За три года, с 1900 по 1903 г., они вполне осваивают технику безмоторного полета на планере собственной конструкции. Остается сделать лишь один шаг — установить на планер двига-

тель. И этот шаг делается. 17 декабря 1903 года аэроплан братьев Райт совершает четыре полета по прямой продолжительностью 12, 13, 15, 59 секунд. «Это были,—писал позднее Орвилл Райт, — первые полеты в мировой истории, когда машина, несущая на себе человека, поднималась в воздух силой своего двигателя, проходила в воздухе, не уменьшая скорости, известную дистанцию и без повреждений садилась на том же горизонтальном уровне, с которого стартовала». День 17 декабря 1903 г. принято считать днем рождения авиации.

Не надо думать, что успех братьев Райт сродни чем-то удачному выигрышу по лотерее. Отнюдь нет. Из подростков-самоучек братья Райт пробились к разрешению важнейшей проблемы, заставившей отступить крупнейших изобретателей мира благодаря своей неукротимой любознательности, вдохновенной и систематической работе и, конечно же, упорству в достижении цели. Какие размеры должны иметь несущие поверхности, чтобы обеспечить потребную подъемную силу? Под каким углом к направлению движения они должны быть установлены? Ответов нет — братья Райт строят (сами!) аэродинамическую трубу и проводят все исследования. Необходим мотор для самолета, а автомобильные заводы отказываются сделать двигатель мощностью 5,88 кВт и массой не более 80 кг; братья Райт самостоятельно строят мотор, причем при испытаниях (на собственном стенде) он развивает мощность 8,82 кВт вместо проектной 5,88 кВт. Вместе с двигателем нужны и воздушные винты. Найти характеристики корабельных гребных винтов не удастся, и тогда они сами выскивают наилучший размер и форму для своих пропеллеров. И так во всем.

В 1904—1905 гг. братья Райт совершенствуют аэроплан и достигают уже продолжительности полета 38 минут при скорости 60 км/ч. В дальнейшем их энтузиазм иссякает, они продают свой аппарат и прекращают занятия авиацией.

Хотя первый в истории полет на аппарате тяжелее воздуха был осуществлен в Америке, мировой столицей в области летания по праву считался Париж. Французские авиаторы последовательно и неуклонно шли к овладению воздушной средой. Полеты братьев Райт лишь подстегнули концентрацию усилий, и, начиная с 1906 года, почти все авиационные рекорды принадлежат французам. Свое лидирующее положение в авиации Франция уступила лишь после первой мировой войны.

1908 г. — Фарман совершает первый внеаэродромный полет дальностью 28 км.

1909 г. — Блерио перелетает Ла-Манш. Им же установлены рекорды:  $V_{\max} = 77$  км/ч;  $H = 155$  м;  $L = 350$  км.

1910 г. — Латам достигает высоты  $H = 1000$  м.

1911 г. — Приер осуществляет перелет Лондон—Париж.  
Полет длится 4 часа.

Своими достижениями авиация обязана конструкторам, которые в те времена были едины во всех лицах — аэродинамиками, прочнистами, мотористами, технологами и, конечно, летчиками. Самолеты строились и облетывались по принципу «сделай сам», и все они представляли собой хрупкие громоздкие сооружения. Кроме уже названных имен хочется особо отметить талантливого и незаслуженно забытого изобретателя Эно-Пельтри, получившего более 200 патентов на различные устройства, входящие в состав самолета. В числе прочего он изобрел ручку управления, создал звездообразный авиационный двигатель, построил моноплан с шасси велосипедного типа.

В это же время в России усилиями С. А. Чаплыгина и Н. Е. Жуковского создается теория полета летательных аппаратов тяжелее воздуха, которая заложила реальную основу для проектирования самолетов. Особенно велик вклад Н. Е. Жуковского, названного В. И. Лениным «отцом русской авиации». В 1906 году Н. Е. Жуковский опубликовал аналитическое исследование под названием «О присоединенных вихрях». В гидро- и аэромеханике этот труд стоит в одном ряду с работами Бернулли, Эйлера и Лагранжа. В нем Жуковский вывел свою знаменитую формулу для определения подъемной силы крыла.

Роль России в период зарождения авиации была весьма своеобразной. Не имея развитого самолетостроения, закупая аэропланы за границей, обучая авиационных специалистов в летных школах Франции, России, тем не менее, шла намного вперед в теоретических вопросах авиастроения и, если можно так выразиться, авиаприменения. Кроме упоминавшихся результатов Н. Е. Жуковского отметим еще ряд исследований. И. В. Мещерский (1859—1935 гг.) разработал основы механики тел переменной массы, на основании его теорем построены уравнения движения самолета. На исследованиях А. М. Ляпунова (1857—1918 гг.) базируется современная теория устойчивости полета. Б. Н. Юрьев (1889—1957 гг.) сделал выдающийся вклад в теорию и практику вертолетостроения. Ученик Н. Е. Жуковского, он разработал и обосновал ставшую классической одновинтовую схему с рулевым винтом, создал свою импульсную теорию винта, давшую возможность надежно проектировать винт для вертолета. Особенно велико значение изобретенного Б. Н. Юрьевым в 1911 г. механизма управления вертолетом — автомата перекоса, который стал важнейшим агрегатом и устанавливается сейчас на всех винтокрылых машинах мира.

Кроме чисто научно-технических проблем именно в России впервые разработана тактика боевого применения авиации, ко-

торая была опробована русскими летчиками, сражавшимися на стороне Болгарии в Балканской войне 1912 г. — за два года до первой мировой войны. Военный летчик П. Н. Нестеров (1887—1914 гг.) заложил основы высшего пилотажа как базы для ведения воздушного боя.

Перед Октябрьской революцией производством самолетов в России занималось около полутора десятков частных заводов и мастерских, причем строились аппараты иностранных марок по чертежам западных фирм или даже собирались из готовых покупных деталей. Но уже и в те годы появились самолеты отечественной конструкции. На Русско-Балтийском вагоностроительном заводе в 1913 г. под руководством И. И. Сикорского был построен четырехмоторный тяжелый самолет «Илья Муромец» — выдающееся достижение русской технической мысли. Ничего подобного в мире в то время не было. В 1914—1917 гг. было построено около 200 летающих лодок М-5 и М-9 конструкции Д. П. Григоровича, которые хорошо послужили военно-морскому флоту России.

В начале нашего столетия произошло рождение и становление авиации. Главным итогом периода до 1914 г. можно считать установление бипланной схемы самолета и начало разделения авиации по назначению: истребители, бомбардировщики, разведчики, пассажирские, спортивные самолеты и т. д.

После победы Великой Октябрьской социалистической революции, буквально в первые же дни существования Советской власти Наркомат по военным делам создал Коллегию воздушного флота. Ей предстояло прежде всего собрать и сконцентрировать разбросанные по фронтам остатки самолетных парков, двигатели и запасные части. В 1918 г. были национализированы авиационные заводы — начала создаваться авиационная промышленность.

В том же 1918 г. декретом Совнаркома за подписью В. И. Ленина образован Центральный Аэрогидродинамический институт (ЦАГИ), который стал центром кристаллизации передовой научной и технической авиационной мысли и в стенах которого работали многие гиганты советской науки. На экспериментальной базе ЦАГИ отработывались конструкции, ставшие вехами не только отечественного, но и мирового самолетостроения.

В 20-е годы в нашей стране создаются конструкторские бюро А. Н. Туполева, Н. Н. Поликарпова, Д. П. Григоровича. Самолетостроение вбирает в себя последние достижения многих научных дисциплин, причем не только чисто авиационных, например аэродинамики, динамики полета, но и таких, как материаловедение, гальванохимия, механика материалов, физика твердого тела, теплотехника и других. Создается новая отрасль

промышленности, которая и по сей день определяет научно-технический уровень общества.

В дальнейшем развитии отечественного самолетостроения можно выделить следующие основные этапы.

1918—1930 гг. Внедряются металлические конструкции, в серийном производстве появляется новая схема самолета — свободнонесущий моноплан.

1930—1941 гг. Идет соревнование между монопланами и бипланами. Появляются средства механизации крыла, убирающиеся шасси, шаг изменяемого шага. В 30-е годы СССР становится мощной авиационной державой. Образуются новые конструкторские бюро П. О. Сухого, А. С. Яковлева, А. И. Микояна, С. А. Лавочкина, С. В. Ильюшина, О. К. Антонова. В этот же период происходит становление отечественного моторостроения. Выпуская в 20-х годах двигатели по иностранным лицензиям, моторостроители приобрели необходимый опыт и начали создавать свои оригинальные конструкции. В 1930 г. образован Центральный институт авиамоторостроения (ЦИАМ), в стенах которого работали виднейшие ученые и конструкторы страны. В конце 30-х годов создаются двигательные ОКБ, руководителями и главными конструкторами которых стали крупнейшие специалисты: А. А. Микулин, В. Я. Климов, С. К. Туманский, А. Д. Швецов, К. И. Жданов, В. А. Добрынин и другие.

1941—1945 гг. Советская авиационная промышленность и конструкторская школа с честью выдержали самую жестокую проверку в Великой Отечественной войне. Словами из клятвы Р. Л. Бартини можно сказать, что «красные самолеты летали лучше черных».

1945—1950 гг. Появление реактивной авиации. Освоение стреловидного крыла и массовое внедрение схемы шасси с носовым колесом.

1950 г. Новинки появляются практически каждые 2—3 года. Решена проблема сверхзвукового полета, созданы самолеты вертикального взлета и посадки, крыло стало изменяемой стреловидности, самолет настолько насытился системами и оборудованием, стал выполнять условия стольких требований, что по единодушному мнению специалистов превратился в самый сложный в мире технический объект. К примеру, одним электропроводом в самолете Ту-154 около 130 км. Сейчас достигнута скорость, более чем в 3 раза превышающая скорость звука, высота полета более 30 км, дальность более 18000 км, масса полезной перевозимой нагрузки 150 тонн.

В табл. В, составленной по справочнику [3], даны основные характеристики некоторых выдающихся самолетов.

Таблица В

Название (год создания)	Взлетная масса, кг	Скорость, км/ч	Пото- лок, км	Даль- ность, км	Силовая уста- новка	Вооружение
«Илья Муромец» (1913) — са- молет-гигант	5500	130	4	600	4 дв. М-110 кВт	7 пулеметов «максим»
Юнкерс-1 (1915) — первый цель- нометаллический самолет	1080	170			Мс D-11, 99 кВт	
АНТ-1 (1923) — первый совет- ский самолет	360	125	0,4	400	«Анзани», 26 кВт	
АНТ-6 ТБ-3 (1930) — построе- но более 800 машин	21000	288	5	2500	4 дв. М-34РН, 4×713 кВт	8 пулеметов
И-16 (1934) — построено 6555 самолетов	1900	525	9	820	М-62, 735 кВт	2×7,62 мм пулемета
АНТ-25 (1933) — второе назва- ние РД: рекордная дальность	11500	246	7	12400	М-34, 632 кВт	
У-2 [По-2] (1928) — рекордсмен- долгожитель; универсальный самолет. Во время войны с По-2 сброшено столько же (по массе) бомб, сколько со- всей остальной бомбардировоч- ной авиации	983	146 Вертикальная скорость сни- жения 1 м/с у парашютист- та — 4 м/с	7	430	М-11, 73,5 кВт	1×7,62 мм пулемет 250 кг бомб
Як-1 (1939) — выпущено бо- лее 8700 машин	2900	580	10	850	М-105П, 772 кВт	Пушка 20 мм 2×7,62 мм пулемета

Название (год создания)	Взлетная масса, кг	Скорость, км/ч	Пото- лок, км	Даль- ность, км	Силовая уста- новка	Вооружение
Ла-5 (1942) — самолет для асов; построено 10000 машин	3230	648	11	765	АШ-82ФН, 1360 кВт	2×20 мм пушки
Пе-2 (1939) — основной так- тический бомбардировщик вой- ны; выпущено 11400 самолетов	8520	540	8,8	1200	2 дв. М-105Р, 2×808 кВт	3×12,7 мм и 2×7,62 мм пулемета, 600 кг бомб
ИЛ-2 (1940) — штурмовик, по- строено 36163 самолета	5870	420	6	765	АМ-38Ф, 1286 кВт	2×23 мм пушки 1×12,7 мм и 2×7,62 мм пулемета Ракеты
«Мессершмидт»-262 (1945) пер- вый самолет с ТРД	7000	873	11	1000	«Юмо-004 В2», тяги 8,8 кН	4×30 мм пушки
МиГ-15 (1947) — серийный са- молет с ТРД и стреловидным крылом; самолет, ставший классиком истребителя	5200	1114	15	2000	ВК-1, тяги 26,5 кН	Пушки: 1×37 мм; 2×23 мм Ракеты
МиГ-19 (1955) — первый се- рийный сверхзвуковой самолет	9080	2170 на H=11 км	19	2000	РД-9(Б), тяги 31,9 кН	1×30 мм, пушка Ракеты

МиГ-21 (1958) — самолет с треугольным крылом						Р-11, тяга 64,7 кН	
Су-7Б (1958)	12000	2337	28,8			АЛ-1Ф, тяга 78,4 кН	Ракеты
Tu-104 (1955) — первый в мире пассажирский реактивный самолет	76000	950	12	3100		РД-3, тяга 2×93,1 кН	
Tu-114 (1957) — трансконтинентальный самолет	164000	870	14	10000		НК-12, 4×10880 кВт	
МиГ-25 (1965) на 1965 г. признан американцами лучшим истребителем мира	35000	M=3,3	31			РД-Ф, тяга 2×147 кН	Пушки Ракеты
Tu-144 (1968) — сверхзвуковой пассажирский	150000	2500	23	6500		НК-144, тяга 4×128 кН	
БОИНГ-747 (1969) — самолет-авиабус	322500	990	15	13000		JT-9 D-3 тяга 4×194 кН	
АН-124 (1985) — самый большой в мире самолет, грузоподъемность 150 т	400000	850		18000			



Заключая краткий исторический обзор, вспомним слова К. Э. Циолковского об этапах воплощения замысла: «...Сначала неизбежно идут: мысль, фантазия, сказка; за ними шествует научный расчет, и уже в конце концов исполнение венчает мысль»\*. Мечта о полете прошла большой драматический путь, и сейчас мы ноочно видим ее материальное воплощение. От первых, громоздких и хрупких машин, самолет внешне ушел очень далеко, но структурно он остался тем же. У самолета различают шесть конструктивных групп (рис. В): 1) крыло с элеронами и средст-



Рис. В

вами механизации: 2) фюзеляж; 3) оперение, включающее киль с рулем направления и стабилизатор с рулем высоты; 4) шасси; 5) управление; 6) силовая установка. К этим группам добавляется еще оборудование и системы.

Теперь рассмотрим, как и почему все-таки летает самолет.

\* Циолковский К. Э. Ракета в космическое пространство.—М.: АН СССР, 1963. — с. 48—49 (ст. «Исследования мировых пространств реактивными приборами. 1911—1912»).

# 1. ОСНОВЫ АЭРОДИНАМИКИ КРЫЛА

Да, конечно, самолет—машина,  
но притом какое орудие познания!

*Антуан де Сент Экзюпери*

## 1.1. ОСНОВНЫЕ ОПРЕДЕЛЕНИЯ

*Поток* — совокупность движущихся частиц воздуха (газа).

*Линия тока* — линия, касательные к которой в данный момент времени совпадают с направлением вектора скорости частиц жидкости или газа в точках касания.

*Траектория* — линия, соединяющая точки последовательных положений частицы жидкости или газа.

*Трубка траекторий* — получается, если через все точки замкнутого контура провести траектории.

*Струйка* — жидкость или газ, текущий внутри трубки траекторий, см. рис. 1.1.

В дальнейшем мы часто будем употреблять выделенные слова, поэтому нужно сразу мысленно представить, что за ними скрывается.

## 1.2. ЗАКОН НЕРАЗРЫВНОСТИ

Выражает собой более общий закон сохранения вещества и формулируется следующим образом. При любых деформациях и изменениях состояния, сопровождающих движение жидкости или газа, среда остается без пустот.

Рассмотрим струйку, последовательно проходящую через контуры  $F_1$  и  $F_2$ , как показано на рис. 1.1. Пусть  $\rho$  — плотность газа,  $V$  — его скорость,  $F$  — площадь контура. Тогда масса газа, проходящего через контур  $F_1$ ,  $m_1 = \rho_1 V_1 F_1$ , а через контур  $F_2$  соответственно  $m_2 = \rho_2 V_2 F_2$ .

Из условия равенства масс  $m_1 = m_2$  получаем закон неразрывности



Рис. 1.1

$$\rho_1 V_1 F_1 = \rho_2 V_2 F_2 \quad (1.1)$$

или

$$\rho V F = \text{const.} \quad (1.2)$$

Если плотность газа в струйке постоянна, т. е.  $\rho = \text{const}$ , то имеем закон постоянства объема

$$VF = \text{const.} \quad (1.3)$$

### 1.3. УРАВНЕНИЕ БЕРНУЛЛИ

Предположим, что газ *идеальный*, т. е. подчиняется уравнению  $p v = RT$ , и несжимаемый:  $\rho = \text{const}$ . Рассмотрим баланс энергии, поступающей через сечение  $F_1$  струйки (см. рис. 1.1) и выходящей через сечение  $F_2$  за время  $t$ .

$$\text{Кинетическая энергия: } \frac{(m) V^2}{2} = \frac{(\rho V F t) V^2}{2}.$$

*Потенциальная энергия давления:*  $p(v) = p(FVt)$ ; где  $v$  — объем газа.

Поскольку  $\rho = \text{const}$ , то внутреннюю энергию газа можно исключить из баланса энергий; пренебрежем также потенциальной энергией массы и не будем учитывать потери от наличия вязкости (газ-то идеальный!). С учетом этих допущений запишем баланс энергий для сечений  $F_1$  и  $F_2$  и применим всеобщий закон сохранения энергии:

$$\frac{(\rho V_1 F_1 t) V_1^2}{2} + \frac{p_1 \rho (F_1 V_1 t)}{\rho} = \frac{(\rho V_2 F_2 t) V_2^2}{2} + \frac{p_2 \rho (F_2 V_2 t)}{\rho}.$$

Из уравнения неразрывности имеем  $\rho V F = \text{const}$ , и тогда обе части равенства можно сократить на  $\rho V F t$ . В итоге получим

$$\frac{V_1^2}{2} + \frac{p_1}{\rho} = \frac{V_2^2}{2} + \frac{p_2}{\rho} \quad (1.4)$$

или

$$\rho \frac{V^2}{2} + p = \text{const.} \quad (1.5)$$

Формула (5) и есть записанное в простейшей форме уравнение Бернулли, выражающее закон сохранения энергии для идеального несжимаемого газа. На основании этого уравнения можно построить прибор, измеряющий скорость движения газа. Если с помощью манометров замерять давление в потоке, как показано на рис. 1.2, то показание манометра I даст *полное динамическое* ( $\rho V^2/2 + p$ ), а манометра II — *статическое давление*  $p$ .

Разность показаний определяет скоростной напор  $\rho V^2/2$ . Зная плотность газа, можно легко вычислить скорость. По этому принципу действуют большинство указателей воздушной скорости самолета; давления — полное и статическое отбираются в приемнике воздушного давления (см. рис. В), который обычно выносятся в зону невозмущенного потока.

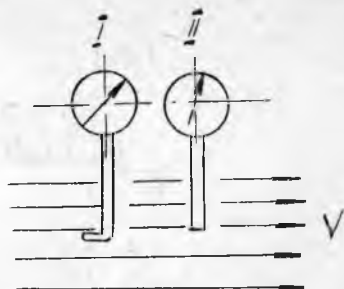


Рис. 1.2

### 1.4. ПОТЕНЦИАЛЬНОЕ ТЕЧЕНИЕ

Если можно построить функцию только координат  $\varphi(x, y, z)$ , производная от которой по любому направлению определяет проекцию скорости потока на это направление, то такой поток называется *потенциальным*, а функция  $\varphi$  — *потенциалом скоростей*. Разность потенциалов скоростей в двух различных точках такого потока можно найти так:

$$\varphi_A - \varphi_B = \int_B^A V_s ds,$$

где  $V_s$  — проекция скорости на направление  $ds$ . В самом деле, согласно определению потенциального потока имеем

$$V_s = \frac{d\varphi}{ds} \quad \text{или} \quad d\varphi = V_s ds.$$

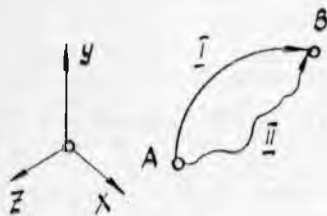


Рис. 1.3

Так как  $\varphi_A$  и  $\varphi_B$  зависят только от координат точек  $A$  и  $B$  (рис. 1.3), то разность потенциалов ( $\varphi_A - \varphi_B$ ) будет одинаковой, т. е. не зависящей от пути интегрирования, например  $I$  или  $II$ . Отсюда следует, что для замкнутого контура величина  $\Gamma = \oint V_s ds$ , называемая циркуляцией скорости, будет  $\Gamma = \oint V_s ds = \varphi_A - \varphi_A = 0$ .

### 1.5. ФИЗИЧЕСКАЯ ИНТЕРПРЕТАЦИЯ ЦИРКУЛЯЦИИ. ЦИРКУЛЯЦИОННЫЙ ПОТОК

Рассмотрим сначала частицу газа плоского потока, имеющую бесконечно малые размеры  $dx$  и  $dy$  (рис. 1.4). Пусть в точке  $O$  поток имеет скорости  $V_x$  и  $V_y$ . Предположим, что разгона и торможения потока нет, и тогда изменение скорости  $V_x$  может

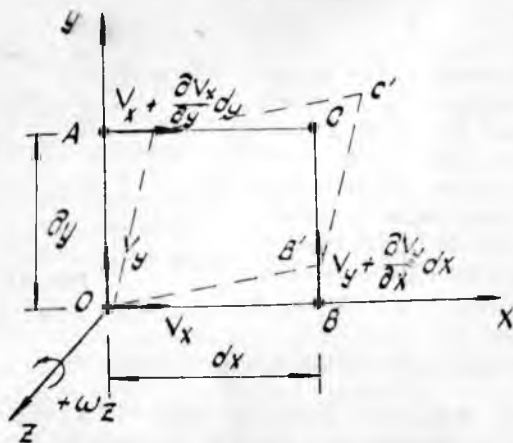


Рис. 1.4

происходить только вдоль оси  $y$ , а скорости  $V_y$  — вдоль оси  $x$ . Пусть точки  $A$  и  $B$  частицы газа имеют скорости, как показано на рис. 1.4. Ясно, что прирост скоростей  $V_x$  и  $V_y$  равен перекосу прямоугольника  $OACB$ :

$$AA' = \frac{\partial V_x}{\partial y} dy; \quad BB' = \frac{\partial V_y}{\partial x} dx.$$

Определим угловую скорость прямых  $OA$  и  $OB$  вокруг оси  $z$ :

$$\omega_{zOA} = -\frac{AA'}{dy} = -\frac{\partial V_x}{\partial y}; \quad \omega_{zOB} = \frac{BB'}{dx} = \frac{\partial V_y}{\partial x}.$$

Суммарная угловая скорость частицы газа вокруг оси  $z$  равна среднему от скоростей поворота прямых  $OA$  и  $OB$ :

$$\omega_z = \frac{1}{2} \left( \frac{\partial V_y}{\partial x} - \frac{\partial V_x}{\partial y} \right).$$

Проводя аналогичные рассуждения для пространственной частицы газа с размерами  $dx$ ,  $dy$ ,  $dz$ , можно получить

$$\omega_x = \frac{1}{2} \left( \frac{\partial V_z}{\partial y} - \frac{\partial V_y}{\partial z} \right),$$

$$\omega_y = \frac{1}{2} \left( \frac{\partial V_x}{\partial z} - \frac{\partial V_z}{\partial x} \right);$$

и результирующее вращение определится как

$$\omega = \sqrt{\omega_x^2 + \omega_y^2 + \omega_z^2}.$$

Теперь рассмотрим потенциальный поток. Для него

$$V_x = \frac{\partial \Phi}{\partial x}; \quad V_y = \frac{\partial \Phi}{\partial y}; \quad V_z = -\frac{\partial \Phi}{\partial z}.$$

Подставим в формулу для  $\omega_z$  эти выражения:

$$\omega_z = \frac{1}{2} \left( \frac{\partial^2 \Phi}{\partial y \partial x} - \frac{\partial^2 \Phi}{\partial x \partial y} \right) \equiv 0.$$

Аналогично получаем  $\omega_x = \omega_y = 0$  и вообще  $\omega = 0$ . Таким образом, в потенциальном потоке частицы газа не вращаются. Это и есть физическая интерпретация циркуляции скорости. Если циркуляция скорости вокруг какого-либо контура не равна нулю, значит имеет место вращение частиц газа.

Возможность существования в потоке газа местных, обособленных областей вращения вокруг некоторой оси с угловой скоростью  $\omega$  привела к возникновению физического понятия *вихря* как совокупности частиц газа, совместно вращающихся вокруг общей оси, называемой центром или ядром вихря.

Однако не следует думать, что всякое круговое движение газа связано с завихренностью его частиц. Возможны такие круговые движения, которые соответствуют условиям потенциального потока, например движение газа в кольцевом канале.

*Циркуляционный поток*

— это потенциальный поток, частицы которого движутся по концентрическим окружностям вокруг ядра вихря. *Ядро вихря* может быть уподоблено жесткому цилиндру бесконечно малого диаметра, который своим вращением увлекает за собой весь газ. Циркуляция скорости

по любому контуру циркуляционного потока, не захватывающему ядро вихря, равна нулю (рис. 1.5).

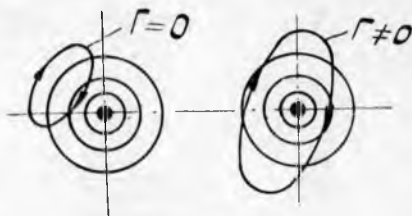


Рис. 1.5

## 1.6. ГЕОМЕТРИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ КРЫЛА

Дальнейшее изложение основ аэродинамики будет непосредственно связано с крыльями, поэтому совершенно необходимо знать терминологию и геометрические характеристики крыльев.

Авиационный инженер вне зависимости от специализации твердо знает, что крыло у самолета-моноплана всего одно. Нет левого и правого крыла, а есть левая и правая консоль единого крыла. Обозначения на рис. 1.6 означают:  $b$  — хорда крыла, расстояние от передней до задней кромки профиля;  $b_k$ ,  $b_{\text{борт}}$ ,

$b_0$  — соответственно концевая, бортовая (по борту фюзеляжа) и центральная (по оси симметрии) хорды крыла;  $l$  — размах крыла; *средняя линия профиля* — линия, равноотстоящая от верхней и нижней дужки (поверхности) профиля;  $c$  — толщина (максимальная) профиля;  $f$  — кривизна (максимальная) профиля;  $\chi$  — угол стреловидности крыла, измеряемый обычно по линии четвертей хорд, но иногда и по передней кромке. Важнейшей характеристикой является также *площадь крыла*  $S$ , причем включается и площадь подфюзеляжной части крыла. Для трапецевидных крыльев

$$S = l \frac{b_0 + b_k}{2}.$$

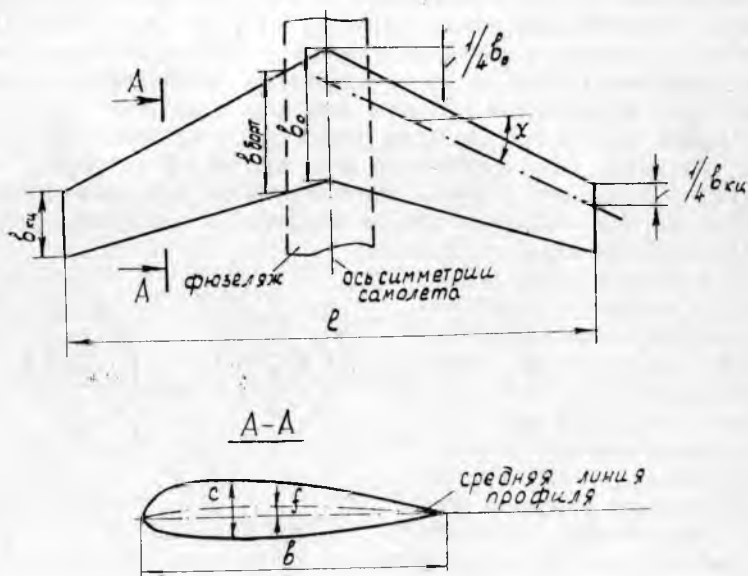


Рис. 1.6

В аэродинамических и проектировочных расчетах используются также относительные характеристики:

$$\lambda = l^2/S — \text{удлинение крыла};$$

для трапецевидного крыла

$$\lambda_{\text{трап}} = \frac{l^2}{S} = \frac{l^2}{l \frac{b_0 + b_k}{2}} = \frac{l}{b_{\text{ср}}};$$

$\eta = b_0/b_k$  — сужение крыла, для треугольного крыла сужение равно бесконечности;

$\bar{c} = c/b$  — относительная толщина профиля;

$\bar{i} = i/b$  — относительная кривизна.

У крыльев современных самолетов значения характеристик изменяются в следующих пределах: стреловидность  $\chi = 0 \dots 75^\circ$ ; относительная толщина  $\bar{c} = 5 \dots 18\%$ ; удлинение  $\lambda = 1,5 \dots 9$ ; сужение стреловидных крыльев  $\eta = 2 \dots 4$ .

### 1.7. ТЕОРЕМА ЖУКОВСКОГО

Рассмотрим отрезок крыла бесконечного размаха длиной, равной единице. Крыло находится в потоке идеального несжимаемого газа, имеющего невозмущенную скорость  $V_\infty$  и направленного для определенности вдоль оси  $x$ . Опишем вокруг крыла контрольную поверхность в виде бесконечно длинного цилиндра с радиусом  $R$ , значительно большим хорды крыла. Рассмотрим так же, как и для крыла, отрезок единичной длины этого цилиндра. На объем газа, ограниченного снаружи цилиндром радиуса  $R$ , а внутри крылом, действуют силы: вызванные изменением количества движения при протекании газа через контрольную поверхность —  $N_j$ ; давления на поверхность цилиндра —  $N_p$ ; реакции крыла —  $N$ . Система находится в равновесии, поэтому проекция всех сил на любую ось должна равняться нулю. Спроектируем силы на ось  $y$ :  $Y_j + Y_p + Y_a = 0$  или  $-Y_a = Y_j + Y_p$ ,  $-Y_a$  — это воздействие крыла на поток; обратное воздействие потока на крыло, т. е. *подъемная сила*, равна  $+Y_a$ . Тогда

$$Y_a = Y_j + Y_p. \quad (1.6)$$

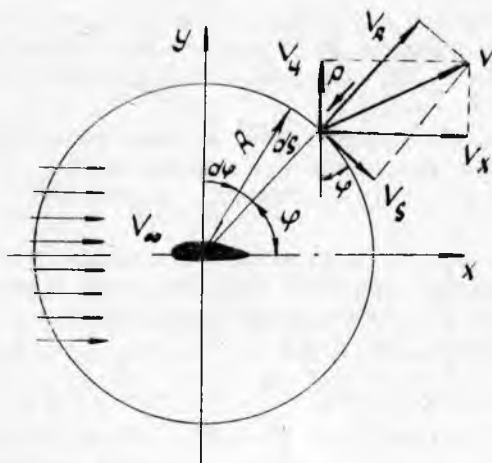


Рис. 1.7



Теперь рассмотрим элемент  $ds$  контрольной поверхности (рис. 1.7). Через него протекает за время  $dt$  масса  $dm = \rho V_R ds \cdot 1$ . Приращение количества движения вдоль оси  $y$

$$V_y dm = \rho V_R V_y ds ;$$

а через всю поверхность  $\int_S V_y dm = \int_S \rho V_R V_y ds$ .

Согласно теореме импульсов (вспомните теоретическую механику!) реакция будет

$$Y_j = - \int_S \rho V_R V_y ds . \quad (1.7)$$

Проекция силы давления  $Y_p$  определяется просто:

$$Y_p = - \int_S (p - p_\infty) \sin \varphi ds . \quad (1.8)$$

Подставляя выражения (1.7) и (1.8) в формулу (1.6), получим

$$Y_a = - \int_S \rho V_R V_y ds - \int_S (p - p_\infty) \sin \varphi ds . \quad (1.9)$$

Из уравнения Бернулли можно получить соотношение

$$(p - p_\infty) = \frac{\rho V_\infty^2}{2} \left( 1 - \frac{V^2}{V_\infty^2} \right),$$

с учетом которого формула (1.9) преобразуется к виду

$$Y_a = - \int_S \rho V_R Y_y ds - \rho \frac{V_\infty^2}{2} \int_S \left( 1 - \frac{V^2}{V_\infty^2} \right) \sin \varphi ds . \quad (1.10)$$

Внимательного и вдумчивого читателя уже наверняка заинтересовали два вопроса: 1) откуда взялась скорость  $V_y$  на элементе поверхности  $ds$ , если поток газа горизонтальный? 2) разве  $V_x$  не равна  $V_\infty$ ?

Дело в том, что крыло вносит в поток возмущения, и скорости на элементе  $ds$  можно представить в виде  $V_x = V_\infty + v_x$ ,  $V_y = v_y$ , где  $v_x$  и  $v_y$  — скорости, вызванные присутствием крыла.

Так как радиус  $R$  контрольной поверхности достаточно велик, то возмущение, вносимое крылом, мало, и индуцированные скорости  $v_x$  и  $v_y$  также малы по сравнению с  $V_\infty$ . Тогда

$$V^2 = V_x^2 + V_y^2 = V_\infty^2 + 2 V_\infty v_x + v_x^2 + v_y^2 \approx V_\infty^2 + 2 V_\infty v_x ;$$

$$V_R = V_x \cos \varphi + V_y \sin \varphi = V_\infty \cos \varphi + v_x \cos \varphi + v_y \sin \varphi .$$

Подставляя выражения для  $V^2$  и  $V_R$  в формулу (1.10) и отбрасывая величины второго порядка малости, получим для каждого слагаемого:

$$\begin{aligned}
-\int_s \rho V_R V_y ds &= -\int_s \rho v_y [V_\infty \cos \varphi + v_x \cos \varphi + v_y \sin \varphi] ds \approx \\
&\approx -\rho V_\infty \int_s v_y \cos \varphi ds ; \\
-\frac{\rho V_\infty^2}{2} \int_s \left(1 - \frac{V^2}{V_\infty^2}\right) \sin \varphi ds &= -\rho \frac{V_\infty^2}{2} \int_s \left[1 - \frac{V_\infty^2}{V_\infty^2} + \frac{2 V_\infty v_x}{V_\infty^2}\right] \sin \varphi ds = \\
&= -\frac{\rho V_\infty^2}{2} \int_s \left[1 - 1 - \frac{2 v_x}{V_\infty}\right] \sin \varphi ds = \rho \frac{V_\infty^2}{2} \int_s \frac{2 v_x}{V_\infty} \sin \varphi ds .
\end{aligned}$$

Тогда формула (1.10) для подъемной силы  $Y_a$  примет вид

$$\begin{aligned}
Y_a &= -\rho V_\infty \int_s v_y \cos \varphi ds + \rho V_\infty \int_s v_x \sin \varphi ds = \\
&= \rho V_\infty \int_s (v_x \sin \varphi - v_y \cos \varphi) ds . \quad (1.11)
\end{aligned}$$

Теперь определим циркуляцию скорости по контуру радиуса  $R$ :

$$\Gamma = \int_s V_s ds ,$$

где  $V_s$  легко определяется из построений на рис. 1.7:

$$V_s = V_x \sin \varphi - V_y \cos \varphi = V_\infty \sin \varphi + v_x \sin \varphi - v_y \cos \varphi .$$

Тогда циркуляция будет иметь вид

$$\begin{aligned}
\Gamma &= \int_s [V_\infty \sin \varphi + v_x \sin \varphi - v_y \cos \varphi] ds = \\
&= V_\infty \int_s \sin \varphi ds + \int_s (v_x \sin \varphi - v_y \cos \varphi) ds .
\end{aligned}$$

Учитывая, что  $ds = R d\varphi$ , получим  $\int_s \sin \varphi ds = R \int_0^{2\pi} \sin \varphi d\varphi = 0$ .

Окончательно

$$\Gamma = \int_s (v_x \sin \varphi - v_y \cos \varphi) ds . \quad (1.12)$$

Сравнение формул (1.12) и (1.11) дает нам итоговую формулу Жуковского

$$Y_a = \rho V_\infty \Gamma , \quad (1.13)$$

которая была получена в 1905 году.

*Теорема Жуковского.* Подъемная сила крыла бесконечного размаха равна произведению плотности газа (жидкости), скорости набегающего потока, циркуляции и длины выделенного отрезка крыла. Направление действия подъемной силы получается поворотом вектора скорости потока на прямой угол против циркуляции.

1.8. ФИЗИКА ОБРАЗОВАНИЯ ПОДЪЕМНОЙ СИЛЫ.  
ПРАКТИЧЕСКИЕ ФОРМУЛЫ

Рассмотрим обтекание профиля в условные моменты времени  $t_1 < t_2 < t_3$  (рис. 1.8). В момент времени  $t_1$  струйка, обозначенная стрелкой, на носке профиля разделяется на две, теку-

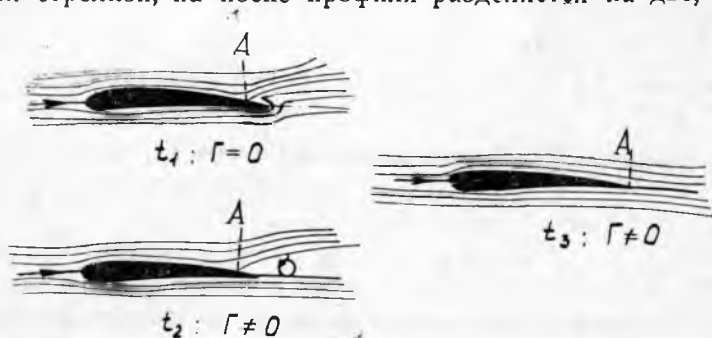


Рис. 1.8

щие по верхней и нижней дужке. Поскольку действует закон неразрывности, то эти две струйки должны вновь соединиться. Если обтекание верхней и нижней дужки профиля происходит с одинаковой скоростью, то такой точкой будет точка  $A$ . При этом крутой поворот струйки у задней кромки влечет за собой возникновение вихря, который сходит с поверхности профиля (разгонный вихрь) и уносится потоком  $t_2$  (см. рис. 1.8). Это приводит к смещению точки  $A$  соединения струйки на заднюю кромку, что заставляет в свою очередь верхнюю струйку проходить больший путь, а значит и иметь большую скорость  $V_a > V_n$ . Тогда циркуляция скорости по профилю

$$\Gamma = \oint V_s ds \neq 0 \quad \text{и} \quad Y_a = \rho V_\infty \Gamma \neq 0.$$

Аэродинамические эксперименты показывают, что за крылом образуется вихревая пелена из разгонных вихрей (рис. 1.9); это, в свою очередь, вызывает трудности в расположении горизонтального оперения и воздухозаборников двигателей, поскольку поток доходит до них уже возмущенным. Обычно оперение и двигатели в хвостовой части выносятся из зоны возмущений, варьируя их расположением по высоте.

Для практических расчетов пользуются экспериментальными формулами:

подъемная сила

$$Y_a = c_{ya} \frac{\rho V^2}{2} S; \quad (1.14)$$

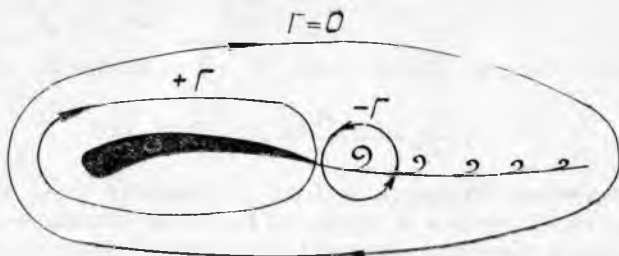


Рис. 1.9

сила сопротивления:

$$X_a = c_{xa} \frac{\rho V^2}{2} S, \quad (1.15)$$

здесь:  $c_{xa}$ ,  $c_{ya}$  — аэродинамические безразмерные коэффициенты;  
 $S$  — площадь крыла в плане;  
 $\rho V^2/2$  — динамический напор.

Сравнение формулы (1.14) с формулой Жуковского (1.13) дает

$$\Gamma = \frac{VS}{2l} c_{ya} = \frac{Vl}{2\lambda} c_{ya}. \quad (1.16)$$

### 1.9. ИНДУКТИВНОЕ СОПРОТИВЛЕНИЕ

Существует только у крыльев конечного размаха, а значит у всех реальных крыльев. Перепад давлений на нижней и верхней поверхности крыла приводит к перетеканию воздуха на концах крыла с нижней поверхности на верхнюю и возникновению концевых вихрей (рис. 1.10). Круговое движение воздуха в вихре приводит к появлению в зоне над крылом вертикальной скорости потока  $v_y$ , направленной вниз, которая распределяется по размаху по гиперболическому закону. Анализ такого обтекания математически достаточно громоздок. Укажем лишь итоговую формулу для средней по крылу вертикальной скорости

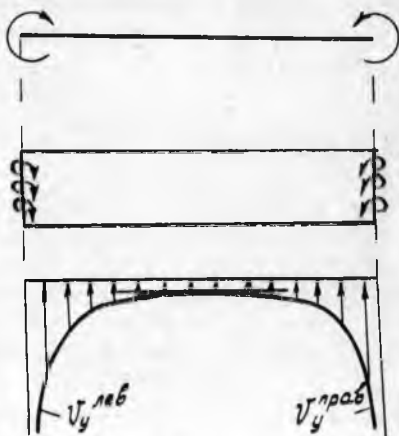


Рис. 1.10

$$v_y^{cp} = \frac{2\Gamma}{\pi l}$$

Подставляя вместо циркуляции  $\Gamma$  ее выражение из (1.16), получаем

$$v_y^{cp} = \frac{2V_\infty \Gamma c_{ya}}{\pi l 2\lambda} = \frac{V_\infty c_{ya}}{\pi\lambda} \quad (1.17)$$

Вертикальная скорость потока уменьшает *угол атаки* на величину *скоса потока*  $\varepsilon$  (рис. 1.11). *Угол атаки* — это угол между хордой профиля (крыла) и вектором скорости набегающего потока:

$$\alpha_{\text{истинный}} = \alpha - \varepsilon.$$

Так как подъемная сила всегда перпендикулярна истинному направлению потока — вспомните теорему Жуковского — то за счет скоса потока возникает дополнительная сила сопротивления, называемая *индуктивным сопротивлением*  $X_{ia}$ .

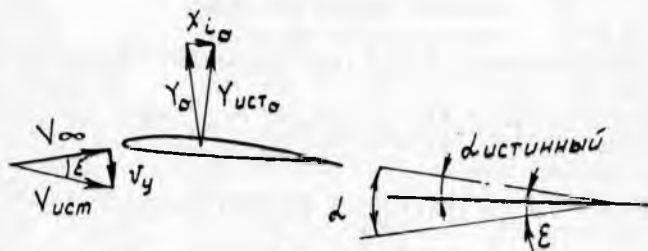


Рис. 1.11

Индуктивное сопротивление пропорционально подъемной силе и скосу потока. В аэродинамических коэффициентах это записывается как

$$c_{xia} \cong c_{ya} \varepsilon.$$

В свою очередь,  $\varepsilon = v_y^{cp} / V_\infty$ , и тогда, с учетом формулы (1.17), получим

$$c_{xia} \cong c_{ya} \frac{v_y^{cp}}{V_\infty} = c_{ya} \frac{V_\infty c_{ya}}{\pi\lambda} \frac{1}{V_\infty} = \frac{c_{ya}^2}{\pi\lambda} \quad (1.18)$$

Вообще, в практических расчетах применяют формулу

$$c_{xia} = \frac{c_{ya}^2}{\pi\lambda} (1 + \delta), \quad (1.19)$$

где  $\delta$  зависит от формы крыла в плане (рис. 1.12).

Эллиптическое в плане крыло обладает минимальным индуктивным сопротивлением, поэтому крыло делают с сужением  $\eta > 1$

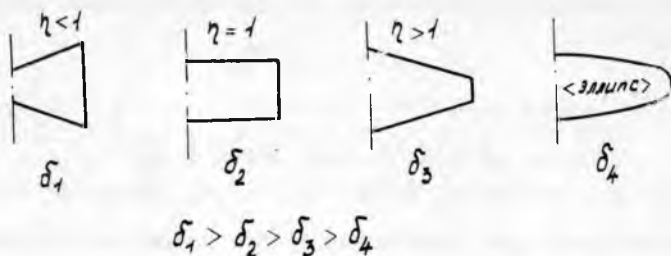


Рис. 1.12

(наиболее близко к эллипсу  $\eta = 4$ ) и конец крыла скругляют концевыми обтекателями.

### 1.10. ОБТЕКАНИЕ ТЕЛ ВЯЗКИМ НЕСЖИМАЕМЫМ ГАЗОМ. ПОГРАНИЧНЫЙ СЛОЙ

При обтекании тел вязким газом образуется слой, непосредственно прилегающий к телу, в толще которого скорость меняется от нуля до скорости потока  $V_\infty$  (рис. 1.13). Такой слой называется *пограничным*. Толщина слоя  $t$  зависит от вязкости газа  $\nu$ , скорости потока  $V_\infty$  и длины участка обтекания.

Физически представление о пограничном слое можно получить, если представить себе, что тело покрыто краской, растворимой в обтекающей его жидкости. Краска будет диффундировать в жидкость и сноситься вниз по потоку. Окрашенный слой будет постепенно утолщаться вниз по потоку, при этом чем меньше вязкость жидкости (газа) или выше скорость течения, тем тоньше этот слой.

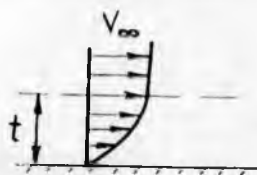


Рис. 1.13

Различают: *ламинарный пограничный слой* — течение в слое происходит без перемешивания, отдельные струйки движутся параллельно с разной скоростью; *турбулентный слой* — происходит перемешивание слоев. Толщина турбулентного слоя больше, чем ламинарного. Ламинарный слой неизбежно переходит в турбулентный, поскольку существует перепад давления, заставляющий частицы газа двигаться по нормали от поверхности. Вязкость газа обуславливает при обтекании и *сопротивление трения*, которое зависит также от толщины и типа пограничного слоя и связывается с числом Рейнольдса

$$Re = \frac{V_\infty L}{\nu},$$

здесь  $L$  — характерный размер обтекаемого тела.

Для ламинарного пограничного слоя коэффициент сопротивления трения

$$C_{xfa} = 1,33/\sqrt{\text{Re}},$$

для турбулентного слоя

$$c_{xfa} = 0,074/\text{Re}^{0,2} \quad \text{при} \quad \text{Re} \leq 10^7,$$

$$c_{xfa} = 0,455/(\lg \text{Re})^{2,58} \quad \text{при} \quad 10^6 < \text{Re} < 10^9.$$

Пограничный слой доставляет много хлопот конструкторам, особенно при проектировании воздухозаборников двигателей. Из-за него нарушается равномерность поля скоростей на входе в компрессор; велики потери динамического напора. Мероприятия по борьбе с пограничным слоем в воздухозаборниках мы разберем дальше.

### 1.11. АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ КРЫЛА

При обтекании симметричного профиля, расположенного относительно потока с углом атаки  $\alpha = 0$ , нормальные силы давления  $P$  и касательные силы трения  $T$  распределяются, как показано на рис. 1.14,а. Подъемная сила в этом случае равна нулю, так как циркуляция скорости  $\Gamma = 0$  из-за равенства скоростей на нижней и верхней поверхности.

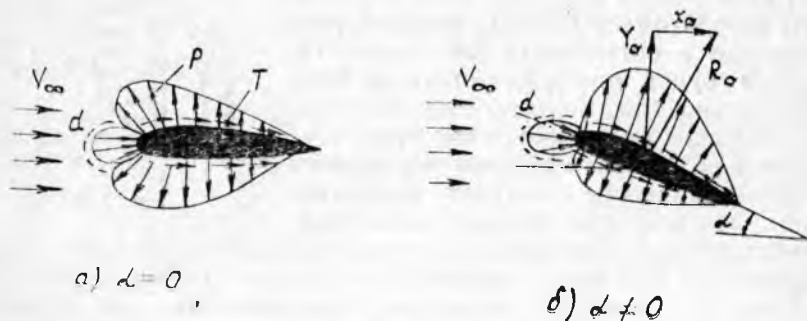


Рис. 1.14

Несимметричное обтекание имеет место, когда профиль несимметричный или угол атаки отличен от нуля. В этом случае (рис. 1.14,б) скорость обтекания верхней поверхности больше, циркуляция скорости  $\Gamma \neq 0$  и возникает подъемная сила. Распределение сил давления показано на рис. 1.14,б; видно, что разрежение на верхней поверхности выше, чем на нижней.

Полная аэродинамическая сила  $R$  складывается из подъемной силы  $Y_a$  и силы лобового сопротивления  $X_a$ ;

$$R_a = \sqrt{Y_a^2 + X_a^2} = (\sqrt{c_{ya}^2 + c_{xa}^2}) \frac{\rho V^2}{2} S = c_{Ra} \frac{\rho V^2}{2} S. \quad (1.20)$$

Коэффициент лобового сопротивления  $c_{xa}$  определяет общее сопротивление крыла и складывается из сопротивления трения, индуктивного и сопротивления давления, связанного с преодолением нормальных сил на носке профиля — зона  $d$  на рис. 1.14:

$$c_{xa} = c_{xja} + c_{xia} + c_{xda}. \quad (1.21)$$

Для удобообтекаемых тел сопротивление трения составляет 60—80% от общего сопротивления. Сопротивление трения и давления вместе составляют так называемое *профильное сопротивление*.

Зависимости коэффициента подъемной силы  $c_{ya}$  и коэффициента лобового сопротивления  $c_{xa}$  от угла атаки приведены на рис. 1.15. Подъемная сила с увеличением угла атаки  $\alpha$  возрастает не беспрестанно, а только до определенного значения  $\alpha$ , называемого *критическим углом атаки*  $\alpha_{кр}$ . Кроме того, важными характеристиками крыла являются коэффициенты при нулевом угле атаки  $c_{y0a}$ ,  $c_{x0a}$ . В общем случае  $c_{y0a} \neq 0$  и  $c_{x0a} \neq c_{x \min a}$ . Только для симметричного профиля  $c_{y0a} = 0$  и  $c_{x0a} = c_{x \min a}$ . Значения  $c_{xa}$  и  $c_{ya}$  изменяются в пределах  $c_{xa} = 0,01 \dots 0,05$ ;  $c_{ya}^{\max} = 1,2 \dots 1,6$ .

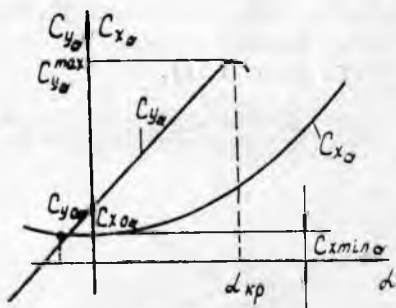


Рис. 1.15

### 1.12. ПОЧЕМУ ОГРАНИЧЕН РОСТ $c_{ya}$ ? СРЕДСТВА МЕХАНИЗАЦИИ КРЫЛА

На рис. 1.16 показано распределение скорости в потоке, обтекающем верхнюю поверхность крыла. Скорость обтекания в пределах пограничного слоя падает до нуля на поверхности крыла. При этом пик скорости на «границе» пограничного слоя (см. пунктирную линию на рис. 1.16) вызывает здесь провал давления, и на частицы газа, находящиеся в пограничном слое, действует сила, стремящаяся оторвать их от поверхности обтекания. Пока энергия частиц пограничного слоя велика, они движутся по инерции вдоль обтекаемой поверхности. Но по мере движения энергия частиц расходуется на преодоление сил тре-





Рис. 1.16

ния, отрывающая сила становится определяющей, и пограничный слой утолщается к задней кромке.

С увеличением угла атаки разрежение на верхней поверхности увеличивается, что приводит к более толстому пограничному слою (растет отрывающая сила), который к концу профиля становится турбулентным. Дальнейшее увеличение угла атаки приводит к смещению точки турбулентности пограничного слоя вперед от задней кромки, что в конце концов приводит к срыву потока (рис. 1.17).

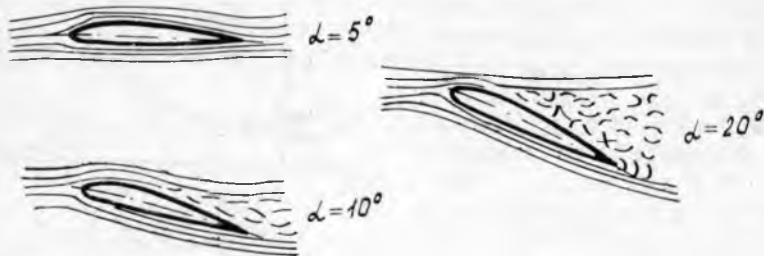


Рис. 1.17

**Критический угол атаки  $\alpha_{кр}$**  — это угол, по достижении которого наступает срыв потока и падение подъемной силы.

Увеличить  $\alpha_{кр}$ , тем самым увеличив  $c_{ya}^{max}$ , можно, если подпитать энергией пограничный слой. Такая подпитка представляет собой зачастую попросту сдвиг пограничного слоя. Для сдува заставляют работать набегающий на крыло поток. Если организовать щель вдоль размаха крыла так, чтобы часть воздуха могла перетекать с нижней поверхности на верхнюю (А будет ли перетекание? Почему?), то этот воздух сдует пограничный слой (рис. 1.18, а, б). Так работают *предкрылки* и *щелевые закрылки*. Диаграмма скорости показывает, что предкры-

лок до определенных углов атаки обеспечивает «прилипание» струйки к верхней поверхности и тем самым увеличивает критический угол атаки  $\alpha_{кр}$ . Щелевой закрылок работает аналогично, и при этом за счет эжекции увлекается пограничный слой с неподвижной части крыла. Однако отклонение закрылка увеличивает кривизну профиля, что при тех же углах атаки увеличивает подъемную силу, но уменьшает  $\alpha_{кр}$ . Обычный, нещелевой закрылок за счет изменения кривизны также увеличивает подъемную силу и сильно уменьшает критический угол атаки. Все это нашло отражение в графиках  $C_{y\alpha}(\alpha)$  на рис. 1.18. Сплошной линией показана характеристика исходного крыла.

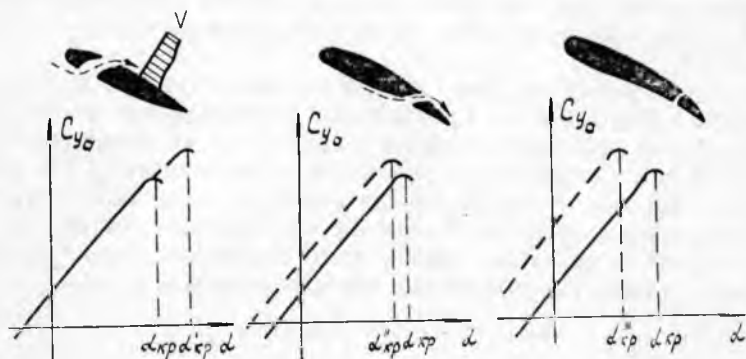


Рис. 1.18

Кроме перечисленных *средств механизации* на крыле применяют еще *тормозные щитки* и *интерцепторы*. Назначение тормозного щитка понятно из названия. Щиток отклоняется перпендикулярно потоку и служит воздушным тормозом. Интерцепторы предназначены для преднамеренного срыва потока, а значит уменьшения подъемной силы на той части размаха крыла, где они установлены. Интерцепторы представляют собой как бы отклоняемую часть верхней обшивки (рис. 1.19).



Рис. 1.19

Обычно в полете средства механизации убраны, так что профиль крыла гладкий. Используются они кратковременно, когда нужно изменить аэродинамические характеристики.

### 1.13. АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ САМОЛЕТА. ПОЛЯРА САМОЛЕТА

Раз самолет летит, значит какая-то сила держит его в воздухе. Вполне естественно предположить, что этой силой является подъемная сила крыла, и тогда с некоторой долей погрешности можно принять

$$Y_{\text{сам а}} = Y_{\text{кр а}} \quad \text{и} \quad c_{y\text{а}}^{\text{сам}} = c_{y\text{а}}^{\text{крыла}} = c_{y\text{а}}. \quad (1.22)$$

Вообще-то равенство (1.22) приблизительное, поскольку несущими свойствами обладает оперение, да и фюзеляж может быть спрофилирован так, что тоже будет создавать подъемную силу. Но все-таки львиную долю подъемной силы самолета создает крыло.

В полете работают двигатели, и их сила тяги кроме разгона самолета тратится и на преодоление сопротивления воздушной среды. Сила сопротивления складывается из сопротивления крыла и так называемого *вредного сопротивления*. Не надо думать, что сопротивление крыла полезно, — просто такая уж сложилась терминология. Вредное сопротивление состоит из сопротивления фюзеляжа, шасси, мотогондол, оперения, фонаря летчика, антенн, сопротивления интерференции и т. д.:

$$X_{\text{сам а}} = X_{\text{кр а}} + X_{\text{вредн а}};$$

$$c_{x\text{сам а}} = c_{x\text{а}}^{\text{кр}} + c_{x\text{а}}^{\text{вредн}};$$

$$c_{x\text{а}}^{\text{вредн}} = c_{x\text{а}}^{\text{фюз}} + c_{x\text{а}}^{\text{ш}} + c_{x\text{а}}^{\text{м.г.}} + c_{x\text{а}}^{\text{оп}} + c_{x\text{а}}^{\text{ант}} + c_{x\text{а}}^{\text{инт}} + \dots \quad (1.23)$$

Коэффициенты лобового сопротивления  $c_x$  имеют типичные значения:

$$c_{x \text{ минкрыла а}} = 0,009 \dots 0,01,$$

$$c_{x\text{а}}^{\text{вредн}} = 0,008 \dots 0,016.$$

Для уменьшения вредного сопротивления применяют следующие мероприятия.

1. Уменьшение площади смачиваемой поверхности несущих частей самолета. Как известно, наименьшую площадь поверхности при заданном объеме имеют тела вращения — шар, цилиндр, конус. Проанализируйте с этой точки зрения формы фюзеляжей современных самолетов.

2. Тщательная отделка и придание обтекаемых форм всем выступающим частям: капотирование двигателей, постановка обтекателей шасси, антенн и т. д.

3. Герметизация самолета. Эта мера дает прирост максимальной скорости на 30...50 км/ч на дозвуковых скоростях полета.

4. Уменьшение интерференции путем постановки зализоз, рациональным размещением агрегатов.

*Интерференция* — взаимное влияние струй, обтекающих разные тела.

*Сопротивление интерференции* образуется следующим образом. За счет разных скоростей обтекания различных, но близко расположенных поверхностей возникают перепады давления *поперек потока*, что приводит к поперечному течению (интерференции) и, как следствие, возрастанию сопротивления (рис. 1.20).

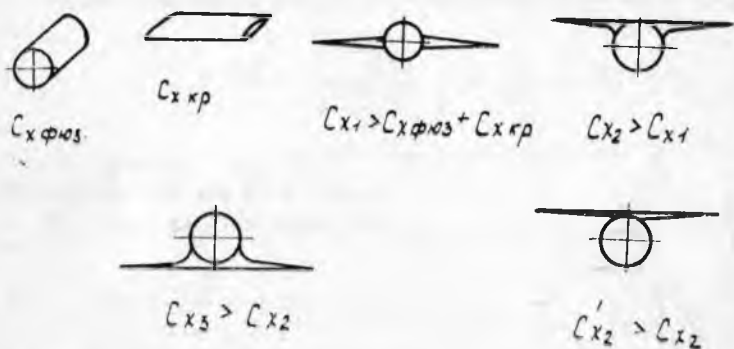


Рис. 1.20

Любители водного спорта хорошо знают, что если катер, яхта, скутер и пр. образуют много брызг, т. е. инициируется интенсивное поперечное течение, то скорость такого судна меньше, чем у того, которое брызжет мало.

Для самолета можно также построить кривые  $C_{ya}(\alpha)$  и  $C_{xi}(\alpha)$ , но принято эти кривые объединять в одну, называемую *полярной* Лиллиенталя (рис. 1.21).

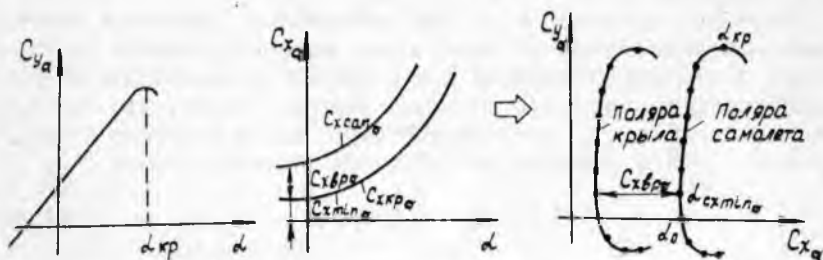


Рис. 1.21

На поляре выделяют характерные точки и, соответственно, характерные углы атаки:

$\alpha_0$  — угол атаки, при котором  $c_{ya} = 0$ ;

$\alpha_{c_{x\min}}$  — угол минимального лобового сопротивления;

$\alpha_{\text{кр } a}$  — критический угол атаки;

$\alpha_{\text{доп } a}$  — допустимый угол атаки, принимаемый обычно на  $2 \dots 3^\circ$  меньшим  $\alpha_{\text{кр}}$ ;

$\alpha_{\text{ив}}$  — наивыгоднейший угол атаки — это угол, при котором аэродинамическое качество, измеряемое отношением  $c_{ya}$  к  $c_{xa}$  имеет максимальное значение.

Аэродинамическое качество показывает, сколько ньютонов тяжести можно поднять в воздухе одним ньютоном тяги:

$$K = \frac{Y_a}{X_a} = \frac{c_{ya} \frac{\rho V^2}{2} S}{c_{xa} \frac{\rho V^2}{2} S} = \frac{c_{ya}}{c_{xa}} \quad (1.24)$$

Качество зависит от угла атаки, и на поляре определяется, как показано на рис. 1.22:

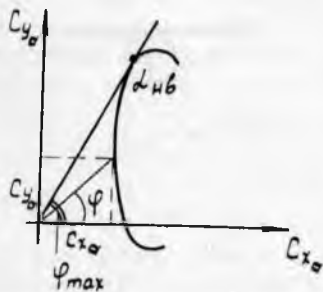


Рис. 1.22

$$\operatorname{tg} \varphi = \frac{c_{yb}}{c_{xc}} = K, \quad (1.25)$$

$$K_{\max} = \operatorname{tg} (\varphi_{\max}).$$

К примеру, у самолета Ту-154 максимальное качество равно 12, у самолета Ил-18 — 16, у сверхзвуковых истребителей  $K = 4 \dots 7$ .

#### 1.14. ЦЕНТР ДАВЛЕНИЯ И ФОКУС КРЫЛА

Теперь мы снова вернемся к крылу и рассмотрим его моментные характеристики.

Равнодействующая всех сил избыточного давления приложена в центре давления, положение которого зависит от угла атаки. С ростом угла атаки центр давления сдвигается вперед. Распределение давления по хорде крыла таково, что момент относительно оси  $z$ , проходящей через носок профиля определенного сечения и направленной вдоль размаха крыла:

$$M_{za} = m_{za} \frac{\rho V^2}{2} S b. \quad (1.26)$$

Если крыло в равновесии, то  $\Sigma M_{za} = 0$ , и тогда (рис. 1.23), можно записать относительно носка профиля

$$c_{ya} \frac{\rho V^2}{2} S x_d + m_{za} \frac{\rho V^2}{2} S b = 0,$$

отсюда

$$\frac{x_d}{b} = - \frac{m_{za}}{c_{ya}} \quad \text{или}$$

$$\bar{x}_d = - \frac{m_{za}}{c_{ya}}. \quad (1.27)$$

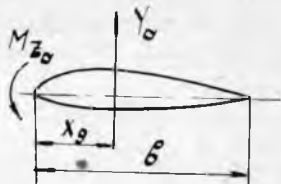


Рис. 1.23

Поскольку зависимость  $c_{ya}(\alpha)$  почти линейна, то кривая  $m_{za}(\alpha)$  также линейна, и тогда можно принять  $m_{za} = m_{0za} + \frac{\partial m_{za}}{\partial c_{ya}} c_{ya}$ ;  $m_{0za} = \text{const}$ ;  $\partial m_{za} / \partial c_{ya} = \text{const}$ , а значит

$$\bar{x}_d = - \frac{m_{0za}}{c_{ya}} - \frac{\partial m_{za}}{\partial c_{ya}}. \quad (1.28)$$

Определим момент относительно произвольной оси  $n$ , отстоящей на расстоянии  $x_n$  от носка

$$m_{za}^n = m_{0za} + \frac{\partial m_{za}}{\partial c_{ya}} \cdot c_{ya} + c_{yn} \frac{x_n}{b} = m_{0za} + c_{ya} \left( \frac{\partial m_{za}}{\partial c_{ya}} + \frac{x_n}{b} \right). \quad (1.29)$$

Анализируя формулу (29), очень скоро замечаем, что если наша ось  $n$  расположена на расстоянии  $x_F = -b \frac{\partial m_{za}}{\partial c_{ya}}$ , то  $m_{za}^F = m_{0za}$  и не зависит от  $c_{ya}$ , т. е. от угла атаки. Такая точка профиля называется *фокусом*. Положение фокуса определяется соотношением

$$\frac{x_F}{b} = \bar{x}_F = \frac{\partial m_{za}}{\partial c_{ya}}. \quad (1.30)$$

Фокус крыла находится на *средней аэродинамической хорде*  $b_A$ . Для трапециевидного стреловидного крыла величина  $b_A$  равна:

$$b_A = \frac{2}{3} b_0 \frac{\eta^2 + \eta + 1}{\eta(\eta + 1)};$$

в общем случае  $b_A$  определяется выражением

$$b_A = \frac{1}{S} \int_{-l/2}^{l/2} b^2(z) dz. \quad (1.31)$$

и никогда не совпадает со средней хордой крыла при  $\eta \neq 1$ . Среднюю аэродинамическую хорду даже в учебниках называют сокращенно: САХ. Она играет важную роль в расчетах устойчивости и управляемости самолета.

Возвращаясь к фокусу крыла отметим, что физически фокус представляет собой точку приложения приращения подъемной силы крыла, вызванного изменением угла атаки.

### 1.15. СЖИМАЕМОСТЬ ВОЗДУХА. ВОЛНОВОЕ СОПРОТИВЛЕНИЕ

Начиная с некоторой скорости полета, уже нельзя считать воздух несжимаемым газом, как мы это делали до сих пор.

Рассмотрим характер возмущений, распространяемых точечным источником (рис. 1.24).



Рис. 1.24

При скорости источника возмущений  $V = 0$  возмущения распространяются по концентрическим сферам. При  $V < a$ , где  $a$  — скорость звука, сферические волны сближаются передними, считая по направлению движения, фронтами, однако волны не сливаются и не накладываются друг на друга.

При скорости движения источника, равной скорости звука  $V = a$ , волны не могут оторваться от источника и уйти вперед. В передней своей части все фронты возмущений касаются друг друга в точке, совпадающей с источником возмущений.

Скорость источника превысила скорость звука  $V > a$ . Сферы фронтов возмущений не могут догнать источник и располагаются в каждый момент времени внутри конуса возмущений или *волны Маха*. Угол полураствора волны Маха определяется из соотношения

$$\sin \varphi = a/V = 1/M, \quad (1.32)$$

где  $M = V/a$  — *число Маха*.

Волна Маха разделяет пространство на две области: возмущенную и невозмущенную. Если источником возмущения является тело конечных размеров, то переход из невозмущенной в возмущенную область осуществляется скачком, называемым *скачком уплотнения*.

Мы уже применяли принцип обращения движения при рассмотрении механизма создания подъемной силы (правда без явного на то указания). Физика процессов одна и та же, рассматриваем ли мы движение тела в воздушной среде или обте-

кание неподвижного тела потоком воздуха. Здесь также можно рассматривать обтекание источника возмущений потоком с различными скоростями, при этом все ранее изложенное имеет место. Далее будем считать, что тело обтекается сверхзвуковым потоком воздуха и естественно возникают скачки уплотнения.

При прохождении струи через скачок происходит сжатие газа по ударной адиабате, значительное разогревание его; большое количество тепла рассеивается, поток теряет свою кинетическую энергию. Если движется тело в неподвижном потоке, то кинетическую энергию теряет само тело, то есть возникает дополнительное сопротивление движению.

*Волновое сопротивление* — сопротивление, возникающее в результате появления скачков уплотнения.

Волновое сопротивление возникает в двух случаях.

1. Когда скорость потока превысила скорость звука. При этом различают два вида скачков: прямые и косые (рис. 1.25).

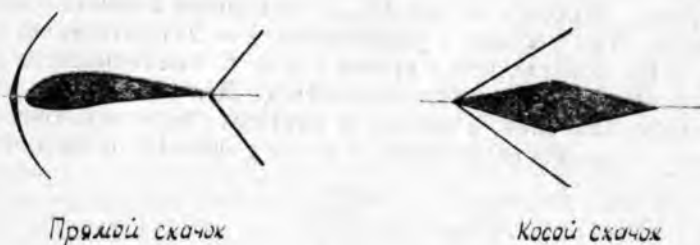


Рис. 1.25

В прямом скачке уплотнения процессы рассеивания энергии идут наиболее интенсивно, и вне зависимости от скорости  $V_\infty$  избегающего потока после прямого скачка скорость потока будет дозвуковой. После косого скачка скорость потока может быть как дозвуковой, так и сверхзвуковой. Процессы рассеивания энергии идут менее интенсивно и соответственно волновое сопротивление у косого скачка меньше, чем у прямого. Чтобы скачок стал косым, нужно заострить переднюю кромку обтекаемого тела.

2. Когда скорость потока еще не достигла скорости звука, но на поверхности обтекаемого тела возникли области, где местные скорости стали сверхзвуковыми. Рассмотрим эту ситуацию подробнее.

На рис. 1.26 выделены две зоны профиля —  $B$  и  $C$ : Пусть точка  $A$  — начало сверхзвуковой области, а точка  $D$  — ее конец. Волны возмущения, возбуждаемые в зоне  $B$ , распространяются по всем направлениям и действуют на всю поверхность крыла и обтекаемый поток. Возмущения от зоны  $C$  могут дви-



гаться вперед только в той области, где скорости потока остаются дозвуковыми, поэтому они останавливаются в точке  $D$ , накладываются друг на друга и образуют скачок уплотнения.

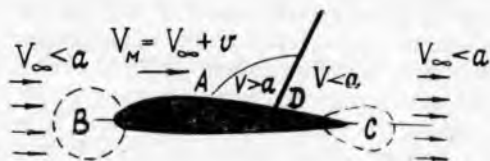


Рис. 1.26

Число Маха, при котором местные скорости обтекания становятся сверхзвуковыми, называется *критическим*. Чем толще крыло и больше кривизна профиля, тем меньше критическое число Маха. Кроме того, на  $M_{\text{крит}}$  оказывает влияние характер обтекания. Так у крыла с удлинением  $\lambda = 2$  критическое число Маха на 0,1 больше, чем у крыла с  $\lambda = 6$ . Увеличивается  $M_{\text{крит}}$  и с увеличением угла стреловидности  $\chi$ . Дело в том, что на распределение давлений, а значит и местных скоростей, оказывает влияние только составляющая  $V_\infty \cos \chi$  набегающего потока и

$$M_{\text{крит}}^2 = \frac{M_{\text{крит}}^{\text{прям}}}{\cos \chi}.$$

Околовзвучные режимы полета являются тяжелым испытанием для силовой установки, поскольку волновое сопротивление увеличивает общее сопротивление самолета в 3—5 раз (рис. 1.27).

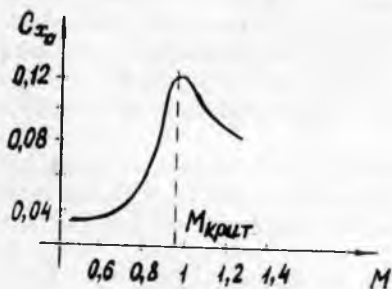


Рис. 1.27

Критическое число Маха разделяет диапазон скоростей полета на докритическую и за-критическую зоны. Наибольшее лобовое сопротивление самолет имеет при околовзвучной скорости; в закритической зоне сопротивление падает из-за того, что скачки уплотнения становятся косыми. Подъемная сила с ростом скорости изменяется, как показано на рис. 1.28. Рассмотрим, что происходит при скоростях, соот-

ветствующих зонам кривой  $C_{ya}(M)$ , обозначенным буквами  $A$ ,  $B$  и  $C$ .

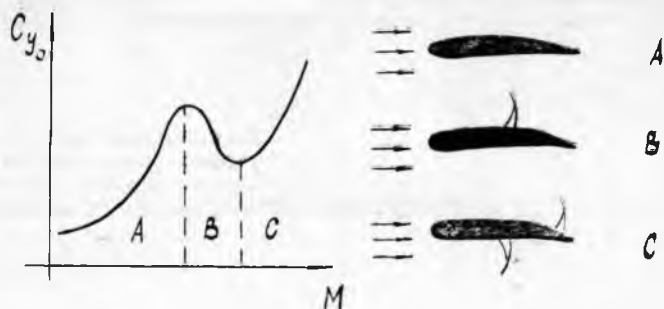


Рис. 1.28

**Зона А.** Обтекание полностью дозвуковое. Все местные скорости меньше скорости звука. Несет весь профиль.

**Зона В.** На верхней поверхности местная скорость превысила звуковую. Образуется скачок уплотнения, после которого скорость обтекания дозвуковая. Вследствие этого несет только передняя часть профиля (до скачка), на задней части возможно появление отрицательной подъемной силы.

**Зона С.** Скорость обтекания стала сверхзвуковой и на нижней поверхности. Образовавшийся скачок уплотнения делает поток в задней части дозвуковым. На верхней поверхности скачок смещается к концу профиля, и практически вся верхняя поверхность обтекается сверхзвуковым потоком — в итоге несет весь профиль.

В заключение отметим, что сжимаемость воздуха начинает проявляться, начиная со скоростей полета, соответствующих числу Маха  $M = 0,6$ . Особенно много хлопот сжимаемость доставляет конструкторам винтовой группы.

На этом мы завершаем изучение основ аэродинамики. Теперь мы имеем представление, почему самолет летает, и самое время рассмотреть, КАК он это делает.

## 2. ЭЛЕМЕНТЫ ДИНАМИКИ ПОЛЕТА САМОЛЕТА

Однообразный вид за окном утомляет пассажира, но экипаж смотрит другими глазами.

*Антуан де Сент-Экзюпери*

### 2.1. ГОРИЗОНТАЛЬНЫЙ ПОЛЕТ. КРИВЫЕ ПОТРЕБНЫХ И РАСПОЛАГАЕМЫХ ТЯГ

Рассмотрим силы, действующие на самолет, находящийся в горизонтальном полете с постоянной скоростью. Полет происходит на постоянной высоте, плотность воздуха на которой равна  $\rho$ . Действующие силы показаны на рис. 2.1, где  $\alpha$  — угол

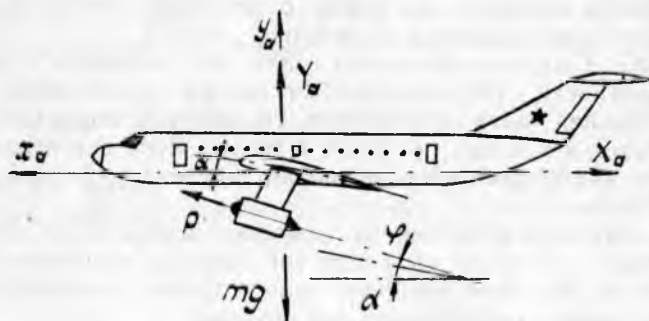


Рис. 2.1

атаки крыла;  $\varphi$  — угол установки двигателя относительно крыла. Поскольку движение самолета равномерное и прямолинейное, то все действующие силы должны находиться в равновесии, и сумма их проекций на любую ось равняется нулю.

Спроектируем показанные на рис. 3.1 силы на ось  $x$  и  $y$ :

$$\begin{cases} \Sigma x = P \cos(\alpha + \varphi) - X = 0, \\ \Sigma y = Y_a - mg + P \sin(\alpha + \varphi) = 0. \end{cases} \quad (2.1)$$

Обычно в горизонтальном полете  $(\alpha + \varphi) \leq 10^\circ$ , а значит  $(\sin \alpha + \varphi) \approx 0$ ,  $\cos(\alpha + \varphi) \approx 1$ , и тогда уравнения (2.1) упрощаются. При заданном значении  $c_{ya}$  (угла атаки) плотности  $\rho$  (высоте) из

второго уравнения системы (2.1) можно найти требуемую скорость горизонтального полета

$$Y_a = c_{ya} \frac{\rho (V_{\text{потр}}^{\text{н}})^2}{2} S = mg; \quad \text{или} \quad V_{\text{потр}}^{\text{н}} = \sqrt{\frac{2mg}{c_{ya} \rho S}}. \quad (2.2)$$

Подставляя ее значение в первое уравнение (2.1) и снимая по поляре самолета значение  $c_{xa}$ , соответствующее  $c_{ya}$ , найдем *требуемую тягу*:

$$P_{\text{потр}}^{\text{н}} = X_a = c_{xa} \frac{\rho (V_{\text{потр}}^{\text{н}})^2}{2} S. \quad (2.3)$$

Горизонтальный полет в принципе возможен при любом положительном  $c_{ya}$ , поэтому вычислим  $V_{\text{потр}}^{\text{н}}$  и  $P_{\text{потр}}^{\text{н}}$  для каждого  $c_{ya}$  из диапазона  $0 < c_{ya} < c_{ya}^{\text{max}}$  и построим график  $P_{\text{потр}}^{\text{н}}(V_{\text{потр}}^{\text{н}})$  для заданной плотности воздуха  $\rho$  (рис. 2.2). На этот же график нанесем кривую *располагаемой тяги* двигателя  $P_{\text{расп}}^{\text{н}}$ .

По оси абсцисс можно выделить три характерные точки:  $V_{\text{min}}$  — минимально возможная скорость полета;  $V_{\text{max}}$  — максимальная скорость;  $V_{\text{нв}}$  — наимыгоднейшая скорость, т. е. скорость горизонтального полета с минимальной тягой. И здесь предлагаем Вам подумать

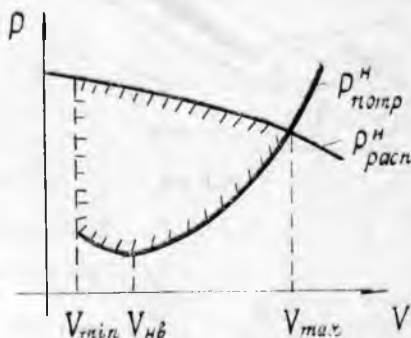


Рис. 2.2

над таким вопросом: почему для полета с меньшей, чем  $V_{\text{нв}}$ , скоростью требуется большая тяга двигателя?

Кривые на рис. 2.2 построены для одной высоты полета, которой соответствует плотность  $\rho$ . Такие же кривые можно построить для различных высот  $H$ . С ростом  $H$  кривая  $P_{\text{потр}}^{\text{н}}$  сдвигается вверх, а кривая  $P_{\text{расп}}^{\text{н}}$  — вниз. Выделяя на этих кривых потребных и располагаемых тяг скорости  $V_{\text{min}}$ ,  $V_{\text{нв}}$ ,  $V_{\text{max}}$ , можно построить их зависимость от высоты полета (рис. 2.3).

Прежде чем анализировать графики на рис. 2.3, рассмотрим еще один режим полета.

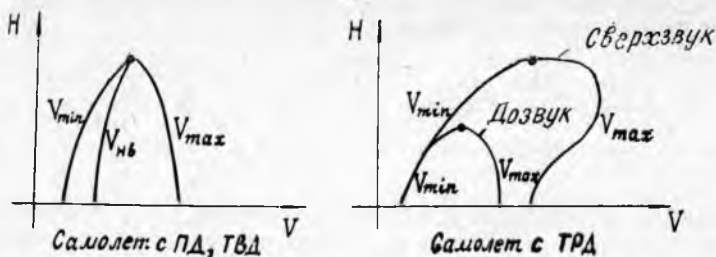


Рис. 2.3

## 2.2. ПОДЪЕМ САМОЛЕТА

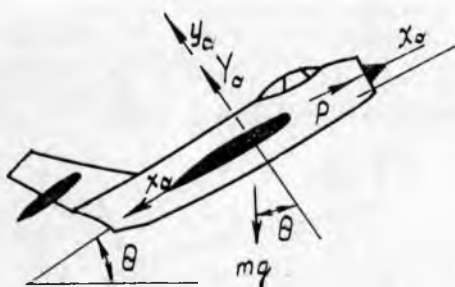


Рис. 2.4

На рис. 2.4 показаны силы, действующие на самолет, находящийся в установившемся полете с углом наклона траектории  $\theta$  к горизонту.

Так же, как и в предыдущем случае, составим уравнения равновесия сил относительно осей  $x$  и  $y$ :

$$\begin{cases} \Sigma x = P - X_a - mg \sin \theta = 0, \\ \Sigma y = Y_a - mg \cos \theta = 0 \end{cases}$$

или

$$\begin{cases} P = X_a + mg \sin \theta, \\ Y_a = mg \cos \theta = c_{ya} \frac{\rho V_{\text{потр}}^2}{2} S. \end{cases} \quad (2.4)$$

Из второго уравнения найдем требуемую скорость  $V_{\text{потр}}$ :

$$V_{\text{потр}} = \sqrt{\frac{2 mg \cos \theta}{c_{ya} \rho S}} = V_{\text{потр}}^h \sqrt{\cos \theta}. \quad (2.5)$$

Сравнивая первое уравнение (2.4) с соответствующим уравнением (2.1), можно заметить, что

$$P_{\text{потр}} \cong P_{\text{потр}}^h + mg \sin \theta, \quad (2.6)$$

т. е. для подъема самолета нужен избыток тяги по сравнению с горизонтальным полетом. При этом скорость полета относи-

тельно воздушной среды требуется меньшая, нежели в горизонтальном полете, см. уравнение (2.5).

Именно наличием избытка тяги определяется вертикальная скорость самолета

$$V_y = V_{rn}^n \frac{\Delta P}{mg},$$

а следовательно и *потолок самолета*.

*Потолок самолета* — это предельно достижимая высота полета.

Рассмотрим еще одну разновидность подъема самолета: подъем с углом наклона траектории  $\Theta = 0$ .

Формула (2.2) из предыдущего раздела определяет требуемую скорость горизонтального полета при заданных  $c_{ya}$  и  $\rho$ . А если избыток тяги позволяет увеличить скорость горизонтального полета сверх  $V_{n\text{отр}}^n$ ? Тогда подъемная сила крыла превысит силу тяжести:  $Y_a > mg$ ; и самолет будет набирать высоту с углом наклона траектории  $\Theta = 0$ . Выделенная штриховкой область на рис. 2.2 определяет возможность набора высоты, причем вертикальная скорость  $V_y$  также зависит от величины избытка тяги.

С ростом высоты полета  $H$  располагаемая тяга падает, а значит падает и ее избыток. График изменения вертикальной скорости  $V_y$  по высоте  $H$  показан на рис. 2.5. Когда вертикальная скорость становится равной нулю, то это значит, что самолет



Рис. 2.5

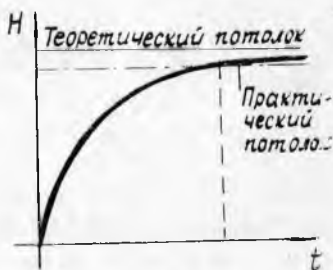


Рис. 2.6

достиг потолка. Но это только в теории. *Теоретический потолок* достигается за бесконечное время (рис. 2.6). Различают так называемый *практический потолок* — это высота полета, при которой вертикальная скорость  $V_y = 0,5 \text{ м/с}$ .

Поскольку потолок — это предел возможности полета самолета, то величину теоретического потолка можно найти и по кривым на рис. 2.3 из предыдущего раздела.

На протяжении всего обсуждения проблемы подъема самолета речь идет о достижении *статического потолка*, что происходит за счет избытка тяги в установившемся полете. Вместе с тем возможен такой режим полета, когда самолет разгоняется в горизонтальном полете до предельных скоростей и круто взмывает вверх, используя накопленную кинетическую энергию для набора высоты. Предельно достижимая высота при таком режиме полета называется *динамическим потолком*. Динамический потолок всегда больше статического.

### 2.3. ПЛАНИРОВАНИЕ САМОЛЕТА

Как ни хорошо летать, но рано или поздно приходится приземляться. Но прежде чем коснуться взлетно-посадочной полосы, самолет должен снизиться. Снижение осуществить довольно просто — нужно уменьшить тягу двигателя до величины  $P < P_{\text{потр}}^{\text{н}}$ .

Рассмотрим *планирование самолета* — полет с неработающим двигателем (рис. 2.7). Конечно, реально такой режим по-

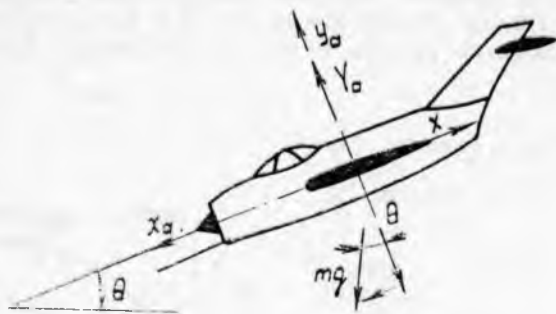


Рис. 2.7

лета самолет осуществляет только в аварийных ситуациях; обычно двигатель на режиме малого газа, и его тяга явно недостаточна для горизонтального полета и поэтому нами не учитывается.

Составим уравнения действующих на самолет сил:

$$\begin{cases} \sum x = mg \sin \theta - X_a = 0, \\ \sum y = Y_a - mg \cos \theta = 0, \end{cases} \quad (2.7)$$

Умножим второе уравнение (2.7) на  $(-1)$  и поделим на первое уравнение:

$$\frac{mg \cos \Theta}{mg \sin \Theta} = \operatorname{ctg} \Theta = \frac{Y_a}{X_a} = K$$

или

$$\operatorname{tg} \Theta = 1 / K. \quad (2.8)$$

Угол  $\Theta$  здесь — *угол планирования*. Из формулы (2.8) видно, что чем выше аэродинамическое качество  $K$ , тем меньше угол планирования. Ясно, что  $\Theta_{\min}$  достигается при  $K_{\max}$ . Большая величина аэродинамического качества — залог безопасности полета. В случае отказа силовой установки самолет не падает камнем вниз, а планирует, и чем меньше угол планирования  $\Theta$ , тем меньше и вертикальная скорость снижения, а значит и встреча с землей будет мягкой.

У самолета Ил-18 при  $K_{\max} = 16$  минимальный угол планирования  $\Theta \approx 3,5^\circ$ , у Ту-154 при  $K_{\max} = 12$  угол  $\Theta \approx 5^\circ$ . Современные истребители практически не планируют: при  $K_{\max} = 4$  угол  $\Theta \approx 15^\circ$ .

#### 2.4. ВИРАЖ

*Виращ* — это криволинейный полет по окружности в горизонтальной плоскости с постоянной скоростью  $V_B$ , высотой  $H$  и углом крена  $\gamma$ .

Движение установившееся, поэтому можно составить уравнения равновесия сил (рис. 2.8), из которых получим

$$\begin{cases} P_{\text{погр}} = X_a = c_{xa} \frac{\rho V_B^2}{2} S; \\ mg = Y_a \cos \gamma = c_{ya} \frac{\rho V_B^2}{2} S \cos \gamma; \\ Z = Y_a \sin \gamma. \end{cases} \quad (2.9)$$

Анализ начнем с третьего уравнения системы (2.9). Боковая сила  $Z_a$  представляет собой центробежную силу, искривляющую траекторию полета:

$$Z_a = \frac{m V_B^2}{R_B} = \frac{mg}{g} \frac{V_B^2}{R_B}.$$

Выразим отсюда скорость виража  $V_B$  и, учитывая третье и второе уравнение системы (2.9), получим

$$V_B^2 = \frac{Z_a g R_B}{mg} = \frac{Y_a \sin \gamma g R_B}{Y_a \cos \gamma} = g R_B \operatorname{tg} \gamma.$$



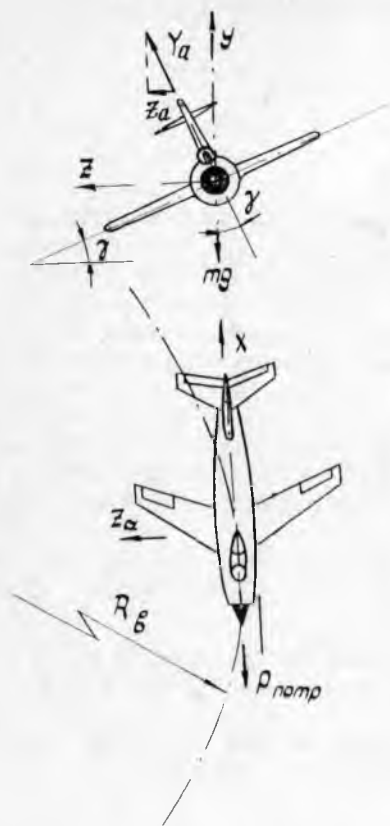


Рис. 2.8

Или

$$\frac{V_n^2}{R_n} = g \operatorname{tg} \gamma. \quad (2.10)$$

Из уравнения (2.10) следует, что чем меньше радиус виража  $R_n$ , тем больше должен быть угол крена  $\gamma$ . С другой стороны, второе уравнение системы (2.9) дает

$$V_n = \sqrt{\frac{2mg}{c_{ya} \rho S \cos \gamma}} = \frac{V_{\text{потр}}^n}{\sqrt{\cos \gamma}}. \quad (2.11)$$

т. е., чем больше угол крена  $\gamma$ , тем выше скорость виража  $V_n$ . (Напомним, что  $V_{\text{потр}}^n$  — это скорость горизонтального полета).

Отношение  $Y_a/mg$  называется *перегрузкой*  $n_{ya}$ . Из второго уравнения (2.9) следует, что при вираже возникает перегрузка

$$n_{ya} = \frac{Y_a}{mg} = \frac{1}{\cos \gamma} \geq 1. \quad (2.12)$$

Найдем минимальный радиус виража при заданной полетной массе  $m$ . Третье уравнение (2.9) дает

$$Y_a \sin \gamma = Z_a = \frac{mg}{g} \frac{V_n^2}{R_n},$$

отсюда

$$R_n = \frac{mg V_n^2}{c_{ya} \frac{\rho V_n^2}{2} S g \sin \gamma} = \frac{2mg}{g \rho c_{ya} S \sin \gamma}.$$

Анализ формулы показывает, что минимального радиуса виража можно достигнуть только за счет изменения  $c_{ya}$  и  $\gamma$ :

$$R_n^{\min} = \frac{2mg}{g \rho c_{ya}^{\max} S \sin(\gamma_{\max})} = \frac{2\rho_0}{g \rho c_{ya}^{\max} \sin(\gamma_{\max})}, \quad (2.13)$$

где  $\rho_0 = mg/S$  — удельная нагрузка на крыло.

Величина  $\rho_0$  — одна из важнейших характеристик самолета. С ней связаны многие летно-тактические возможности самолета, в числе которых и минимальный радиус виража. Кстати, удельная нагрузка на крыло входит в ранее полученные формулы для  $V_{\text{потр}}^H$  (2.2),  $V_{\text{потр}}$  для подъема (2.5), скорости виража  $V_{\text{в}}$  (2.11); будет появляться и дальше.

Минимальным радиусом виража характеризуется *маневренность* самолета. Опыт войны во Вьетнаме и на Ближнем Востоке показал, что для завоевания превосходства в воздухе истребителям приходится вести дозвуковые ближние маневренные бои, где решающими являются характеристики стрелково-пушечного оружия, маневренность самолета и мастерство летчика. Поэтому сейчас все истребители проектируют с учетом требований ближнего маневренного боя.

Сравнительные характеристики маневренности самолетов различных периодов дает табл. 2.1.

Таблица 2.1

Период	$\rho_0 = mg/S$ , даН/м <sup>2</sup>	$H$ , м	$c_{ya}^{\text{max}}$	$K_{\text{в}}$ , м
1-я мировая война	30	500...1000	1,6	40
Великая Отечественная война	175	5000...6000	1,4	400
Настоящее время	250...400	12000...14000	1,1	2000

## 2.5. КРИВОЛИНЕЙНЫЙ ПОЛЕТ В ВЕРТИКАЛЬНОЙ ПЛОСКОСТИ

При движении по криволинейной траектории подъемная сила самолета должна быть больше силы тяжести. Разница между ними создает центростремительную силу, искривляющую траекторию. Таким образом, из рис. 2.9 следует

$$Y_a = mg \cos \Theta + \frac{mg}{g} \frac{V^2}{R}; \quad (2.14)$$

где  $\Theta$  — угол наклона траектории в данный момент времени.

Перегрузка  $n_{ya}$  определится как

$$n_{ya} = \frac{Y_a}{mg} = \frac{V^2}{gR} + \cos \Theta. \quad (2.15)$$

Очевидно, перегрузка принимает максимальное значение при  $\Theta = 0$ , т. е. в нижней точке траектории  $n_{ya}^{\text{max}} = \frac{V^2}{gR} + 1$ .

Отсюда видно, что чем выше скорость и меньше радиус траектории, тем выше перегрузка.

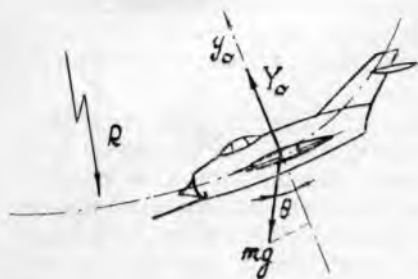


Рис. 2.9

Введенное ранее понятие перегрузки  $n_{ya}$  не обладает общностью. Вообще *перегрузка* — это отношение поверхностных сил, действующих на материальное тело, к массовым силам. При криволинейном полете перегрузке подвергается каждый агрегат, каждый прибор самолета, в том числе и центральное звено системы управления — летчик.

Возможности человеческого организма в восприятии перегрузки не беспредельны и зависят как от тренированности, так и от направления и продолжительности ее действия. Лучше всего переносится перегрузка, действующая в направлении от груди к спине («грудь—спина»); длительно переносится  $n_{ya}^{max} = 8..10$ , кратковременно ( $t \leq 1$  с) до  $n_{ya}^{max} = 15$ . В направлении «голова—таз» максимально допустимая перегрузка составляет  $n_{ya}^{max} = 6$ , кратковременно до 10..12. Направление «таз—голова» является наиболее уязвимым — при перегрузке  $n_{ya} = 4$  рвется шея. «Среднестатистический» летчик теряет сознание при длительной перегрузке  $n_{ya} = 9$ .

Все это учитывается при проектировании самолета — как при определении его летно-технических характеристик, так и непосредственно при конструировании пилотского кресла и средств аварийного покидания самолета.

Выраж с креном, криволинейный полет в вертикальной плоскости и ряд фигур высшего пилотажа ввел в летную практику русский военный летчик П. Н. Нестеров. 27 августа 1913 года в Киеве на самолете «Ньюпор» он выполнил фигуру, получившую название *петли Нестерова* (рис. 2.10). При фиксированных положениях рулей пелля Нестерова заканчивается набором высоты, так как на верхнем участке центростремительная сила равна сумме подъемной силы  $Y_a$  и силы тяжести  $mg$  и за счет этого радиус траектории уменьшается.

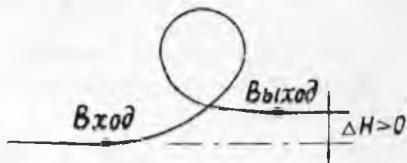


рис. 2.10

В заключение отметим, что любой криволинейный полет как

в горизонтальной, так и в вертикальной плоскости вызывает перегрузку больше единицы. Понятие перегрузки очень важно, поскольку оно связывает вопросы динамики полета и прочности самолета.

## 2.6. АВТОРОТАЦИЯ КРЫЛА. ШТОПОР

Пусть крыло получило вращательный импульс вокруг оси самолета  $x$ , как показано на рис. 2.11. Вращение крыла под действием импульса  $M_x$  приведет к тому, что на одной из консолей появится составляющая скорости потока  $W$ , направленная вниз, на другой — вверх. В результате углы атаки консолей изменятся и появится пара аэродинамических сил  $\Delta Y_a$ , препятствующих вращению.

Другой будет картина при закритических углах атаки. Увеличение угла атаки приводит к уменьшению подъемной силы и наоборот; поэтому возникающая пара аэродинамических сил будет поддерживать вращение. Возникает *авторотация крыла*. С авторотацией крыла связано такое опасное для неманевренных самолетов явление, как штопор.

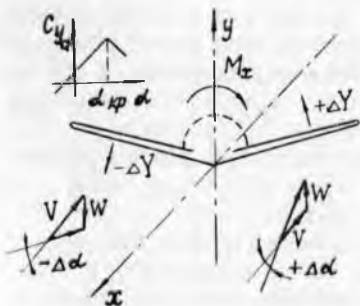


Рис. 2.11

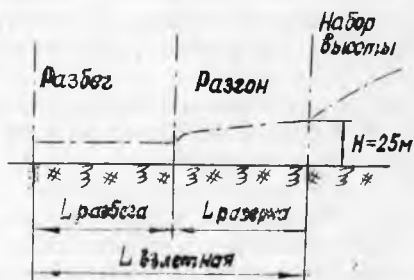


Рис. 2.12

*Штопор* — вращение самолета вокруг собственной оси и одновременное снижение по очень крутой спирали.

При выходе самолета на закритические углы атаки он неизбежно сваливается в штопор, за исключением самолета Ан-2, который можно удержать рулями от этого неразумного поступка.

## 2.7. ВЗЛЕТ САМОЛЕТА

Взлет самолета состоит из трех этапов, показанных на рис. 2.12. Разбег осуществляется по взлетно-посадочной полосе (ВПП). В конце разбега достигается *скорость отрыва*, самолет

главно набирает высоту, одновременно увеличивая скорость до скорости наивыгоднейшего подъема  $V_{нв}$  (режим полета с максимальным качеством  $K = K_{max}$ ). Скорость отрыва обычно превышает минимальную скорость самолета  $V_{отр} = 1,1 V_{min}$ .

Длина разбега определяется выражением

$$L_{разб} = \frac{1}{2g} \frac{V_{отр}^2}{(P_{отр}/mg) - f},$$

где  $P_{отр}$  — тяга двигателей;  $f$  — коэффициент трения колес о ВПП.

Скорость отрыва без построения кривых потребных и располагаемых тяг для определения  $V_{min}$  можно приблизительно оценить по формуле

$$V_{отр}^2 \cong 16,33 \frac{\rho_0}{C_{ya}^{отр}},$$

где  $\rho_0$  — удельная нагрузка на крыло, принятая в даН/м<sup>2</sup>. Тогда

длина разбега определится как  $L_{разб} = \frac{16,33}{2g} \frac{\rho_0}{C_{ya}^{отр} (\bar{p} - f)}$ ,

здесь  $\bar{p} = P_{отр}/mg$  — *тяговооруженность самолета*.

Дистанция от начала разбега до места, где высота полета составляет 25 метров, называется *взлетной*. Чем выше удельная нагрузка на крыло  $\rho_0$  и меньше тяговооруженность  $\bar{p}$  самолета, тем больше взлетная дистанция. Сократить взлетную дистанцию можно следующими способами.

1. Создать большую тягу на взлете: взлетный режим работы двигателя, форсаж.

2. Применить ускорители и катапульты.

3. Установить крыло под наивыгоднейшим углом атаки  $\alpha_{нв}$ .

4. Применить механизацию крыла, но не полностью, а только до тех пор, пока увеличивается аэродинамическое качество.

## 2.8. ПОСАДКА САМОЛЕТА

*Посадка* — это самый ответственный и довольно сложный этап полета. По американским данным 97% всех аварий самолетов происходит на посадке.

Траектория движения самолета при посадке показана на рис. 2.13. Рассмотрим отдельные ее участки, отмеченные цифрами.

*Планирование* (1). Этот режим полета мы уже знаем из п. 2.3. Двигатели переводятся на режим малого газа, скорость падает, подъемная сила становится меньше силы тяжести  $Y_a < mg$ , и самолет снижается. На высоте  $H = 300...400$  м выпускается шасси, на  $H = 150...200$  м — закрылки и предкрылки

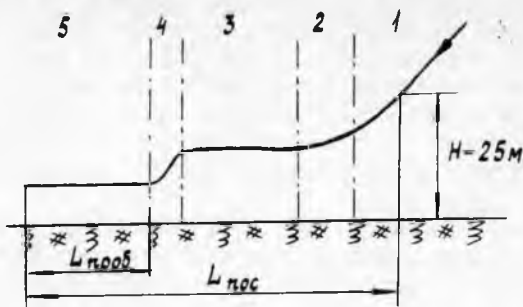


Рис. 2.13

с тем, чтобы, увеличив  $c_{ya}$ , уменьшить посадочную скорость. Непосредственно в районе аэродрома самолет переводится на траекторию планирования, называемую *глиссадой*, которая обеспечивает ему попадание в начало взлетно-посадочной полосы.

**Выравнивание (2).** На высоте  $H = 8...12$  м летчик плавно берет ручку на себя, задирая нос самолета и тем самым увеличивая угол атаки. Подъемная сила возрастает, самолет прекращает снижение и переводится в горизонтальный полет на участке 3.

**Выдерживание (3).** Двигатели по-прежнему на режиме малого газа, поэтому скорость самолета постепенно падает и для поддержания его в воздухе летчик плавно увеличивает  $\alpha$  до посадочного угла атаки  $\alpha_{пос} = \alpha_{кр} - (2...3^\circ)$ .

**Парашютирование (4).** Угол атаки не может компенсировать потерю скорости, подъемная сила становится меньше силы тяжести, и самолет проваливается на ВПП с вертикальной скоростью  $V_y = 3...4$  м/с. Горизонтальная скорость, при которой происходит касание взлетно-посадочной полосы, называется *посадочной скоростью*.

**Пробег (5).** Самолет катится по ВПП. Включаются тормоза колес шасси, реверс тяги двигателя, выпускаются тормозные щитки, парашюты.

Дистанция от точки, где высота полета составляет  $H = 25$  м, до точки полной остановки самолета называется *посадочной*. В зависимости от схемы шасси существует два способа посадки. Первый способ — это посадка на три точки — характерен для самолетов, имеющих трехопорное шасси с хвостовым колесом. Этот способ требует очень точного пилотирования. Если в результате ошибок летчика самолет касается ВПП главными (передними) опорами, то в процессе опускания хвоста угол ата-

ки крыла увеличивается и самолет взмывает в воздух. Но скорость неуклонно уменьшается (двигатель на режиме малого газа!) и самолет вновь касается ВПП и вновь взмывает. В силу падения скорости амплитуда прыжков затухает и самолет в конце концов достигает этапа пробега. Такая неумелая посадка счелась напоминать прыжки козла, когда тот находится в игривом настроении.

Второй способ характерен для самолетов, имеющих трехопорное с носовым колесом или велосипедное шасси. В этом случае посадка осуществляется на главные опоры; затем самолет опускает нос и происходит касание полосы носовой опорой. «Козление» в этом случае исключено, так как после касания ВПП угол атаки крыла уменьшается.

Существует еще *скоростная посадка*, когда самолет касается полосы сразу после выравнивания. При такой посадке на шасси действуют очень большие нагрузки, увеличивается длина пробега  $L_{\text{проб}}$ , но посадочная дистанция  $L_{\text{пос}}$  получается меньше, так как торможение на пробеге интенсивнее, чем на выдерживании.

Посадочную дистанцию можно сократить в основном за счет уменьшения длины пробега. А на длину пробега в первую очередь влияет величина посадочной скорости  $V_{\text{пос}}$ . Так уменьшение  $V_{\text{пос}}$  на 20% ведет к сокращению  $L_{\text{проб}}$  на 50%. Для снижения посадочной скорости служит механизация крыла, т. е. средства увеличения  $c_{ya}^{\text{max}}$ . К другим способам уменьшения  $L_{\text{проб}}$  относятся следующие.

1. Применение тормозов на колесах шасси. При этом интенсивность торможения зависит прежде всего от нагрузки на опору, и сразу после касания колесом ВПП, когда крыло еще создает подъемную силу, интенсивность торможения невелика.

2. Применение интерцепторов, которые снижая  $c_{ya}$ , увеличивают нагрузку на опоры шасси и повышают интенсивность торможения.

3. Использование реверса тяги. У турбореактивного двигателя изменяют направление реактивной струи, у турбовинтового — изменяют угол установки лопастей воздушного винта так, чтобы создавалась обратная тяга, тормозящая самолет.

4. Применение тормозных щитков, тормозного парашюта.

5. Использование аэродромных задерживающих устройств. Это средство применяют в основном на авианосцах. Самолет захватывается тросом за основные опоры шасси и тормозится.

### 3. УСТОЙЧИВОСТЬ И УПРАВЛЯЕМОСТЬ САМОЛЕТА

Совершенство достигается не тогда, когда уже нечего прибавить, но когда уже ничего нельзя отнять.

*Антуан де Сент-Экзюпери*

#### 3.1. ОСНОВНЫЕ ПОНЯТИЯ И ОПРЕДЕЛЕНИЯ

При установившемся полете самолета должно быть обеспечено не только равновесие действующих сил, но и равновесие моментов этих сил относительно любых осей координат. Принятая *скоростная система координат* показана на рис. 3.1. В соответствии с этой системой различают:

*продольную устойчивость* — равновесие моментов  $m_{z\alpha}$  относительно оси  $z_a$ ;

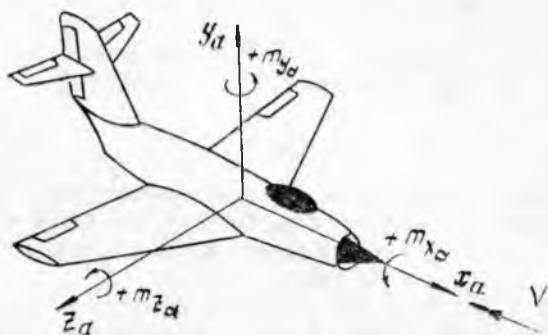


Рис. 3.1

*путьевую устойчивость* — равновесие  $m_{y\alpha}$  относительно оси  $y_a$ ;  
*поперечную устойчивость* — равновесие  $m_{x\alpha}$  относительно оси  $x_a$ . Равновесие должно быть устойчивым, т. е. самолет, случайно выведенный из равновесия, должен вернуться к этому состоянию без вмешательства летчика.

С понятием устойчивости тесно связано понятие *управляемости*. Если самолет слишком устойчив, то для вывода его из состояния равновесия с целью совершения маневра приходится



создавать большие силы, что несомненно ухудшает управляемость.

Физические процессы, рассматриваемые при исследовании устойчивости самолета, имеют простой аналог в виде процессов, возникающих при обдувании флюгера. Рассмотрим флюгер с различным расположением оси вращения. Форма флюгера фигурная, и он должен показывать, КУДА дует ветер (рис. 3.2).

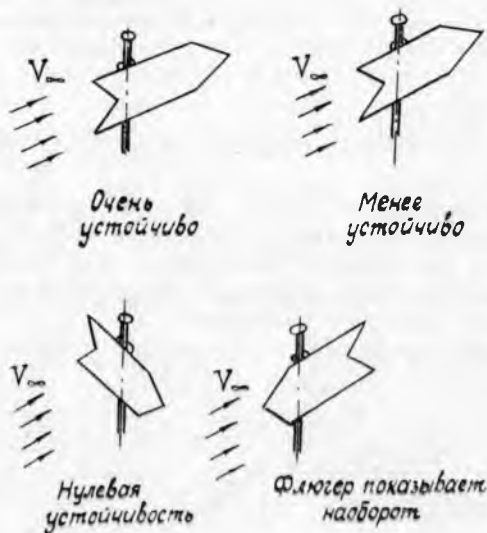


Рис. 3.2

Если точка приложения равнодействующей сил давления ветра находится позади оси вращения, то флюгер повернется по ветру. Если же эта точка лежит на оси вращения, то флюгер не повернется, откуда бы ветер ни дул.

Самолет, у которого при отклонении от заданного положения появится аэродинамическая сила, возвращающая его в исходное состояние, будет устойчивым. Если эта сила, наоборот, стремится еще больше отклонить самолет от исходного положения, то самолет неустойчив.

### 3.2. ПРОДОЛЬНАЯ УСТОЙЧИВОСТЬ

Вращательное движение самолета относительно оси  $z_a$  (см. рис. 3.1) неизбежно связано с изменением угла атаки  $\alpha$ , а значит и с изменением подъемной силы. Самолет в полете вращается вокруг своего центра масс, поэтому для обеспечения устойчивости необходимо, чтобы точка приложения равнодействующей

щей *приращений* аэродинамических сил находилась *позади* центра масс (оси вращения).

Аналогично фокусу крыла (см. п.1.14) определим *фокус самолета* как точку приложения равнодействующей приращений всех сил, вызванных изменением угла атаки, на всех несущих поверхностях. Ясно, что установкой дополнительных несущих поверхностей можно менять положение фокуса самолета. Отсюда легко можно определить роль горизонтального оперения, а именно: сдвинуть фокус самолета назад так, чтобы он находился позади центра масс.

Пусть в результате случайного воздействия, например порыва ветра  $v_y$ , самолет увеличил угол атаки. Естественно возникнет приращение подъемной силы крыла  $\Delta Y_{кр}$ , приложенное в фокусе крыла  $F_{кр}$ , и приращение  $\Delta Y_{го}$  горизонтального оперения, приложенное в фокусе  $F_{го}$  (рис. 3.3). Складываясь по правилу рычага, эти силы дадут суммарное приращение подъемной силы самолета  $\Delta Y_{сам}$ , приложенное в фокусе

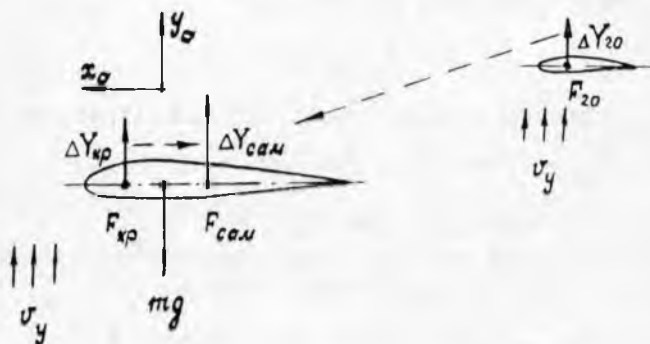


Рис. 3.3

самолета  $F_{сам}$ . Если фокус самолета расположен позади центра масс — точки приложения силы тяжести  $mg$  на рис. 3.3, то возникающий момент повернет самолет вокруг оси  $z_a$  так, чтобы угол атаки уменьшился до исходного значения. Это физика процесса. Теперь немного математики.

При анализе процессов устойчивости принято рассматривать не собственно моменты аэродинамических сил, например

$$M_{za} = m_{za} \frac{\rho V^2}{2} S b, \quad (3.1)$$

а коэффициенты  $m_{za}$ ,  $m_{ya}$ ,  $m_{xa}$ , которые с точностью до постоянного множителя соответствуют  $M_{za}$ ,  $M_{ya}$  и  $M_{xa}$ . Рассмотрим кривую  $m_{za}(\alpha)$  рис. 3.4. Пусть самолет летит с углом атаки  $\alpha_0$ ,

называемым *углом балансировки*, когда суммарный момент всех сил равен нулю. Пусть в результате возмущения угол атаки увеличился и стал  $\alpha_1$ . Возникший отрицательный момент ( $-m_{za}$ ) вызовет уменьшение угла атаки.

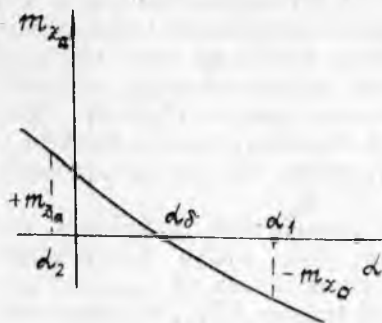


Рис. 3.4

Чтобы лучше ориентироваться в знаках момента  $m_{za}$ , нужно запомнить, что ( $-m_{za}$ ) — момент на *пикирование*, т. е. нос самолета опускается, а ( $+m_{za}$ ) — момент на *кабрирование*, т. е. нос задирается.

Ситуацию, когда угол атаки случайно стал  $\alpha_2$ , разберите самостоятельно.

Угол наклона касательной к кривой  $m_{za}(\alpha)$  в точке  $\alpha_0$  называется *мерой продольной устойчивости*:

$$m_{za}^n = \frac{dm_{za}}{d\alpha} \quad (3.2)$$

В силу линейности кривой  $c_{ya}(\alpha)$  (см. п. 1.11), можно принять

$$m_{za}^n = \frac{dm_{za}}{dc_{ya}} \frac{dc_{ya}}{d\alpha} = \frac{1}{D} \frac{dm_{za}}{dc_{ya}} = \frac{1}{D} m_{za}^{c_{ya}}, \quad (3.3)$$

где  $D = 1/c_{ya}^n$  всегда больше нуля.

Из предыдущего анализа следует, что для обеспечения продольной устойчивости необходимо, чтобы

$$m_{za}^n = \frac{1}{D} m_{za}^{c_{ya}} < 0 \quad \text{или} \quad m_{za}^{c_{ya}} < 0. \quad (3.4)$$

Теперь рассмотрим равновесие моментов относительно оси  $z_a$  в скоростной системе координат (см. рис. 3.1, 3.3):

$$m_{za} = m_{z_{0a}} + (\bar{x}_{F_{6ro}} - \bar{x}_T) c_{ya} - m_{z_{roa}},$$

где  $\bar{x}_{F_{6ro}} = x_{F_{6ro}}/b_A$  — относительная координата  $x$  фокуса самолета без горизонтального оперения;  $b_A$  — средняя аэродинамическая хорда крыла;  $\bar{x}_T = x_T/b_A$  — относительная координата  $x$  центра масс. Степень устойчивости найдем дифференцированием  $m_{za}$  по  $c_{ya}$ :

$$m_{za}^{c_{ya}} = (\bar{x}_{F_{6ro}} - \bar{x}_T) - \frac{\partial m_{z_{roa}}}{\partial c_{ya}}. \quad (3.5)$$

Из формулы (3.5) с учетом условия (3.3) следует: если центр масс находится впереди фокуса самолета без го-

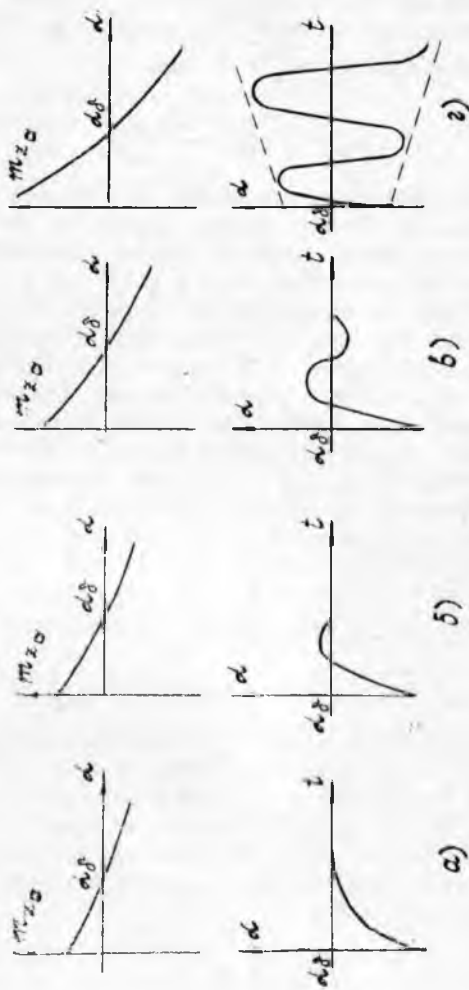


Рис. 3.5

ризонального оперения, то горизонтальное оперение для обеспечения устойчивости не пужно — самолет и так устойчив;

смещение центра масс вперед повышает степень продольной устойчивости, а смещение назад — уменьшает.

Положение центра масс самолета называется *центровкой*. Центровка оказывает самое существенное влияние на устойчивость и управляемость самолета. Так, например, можно добиться нейтральной устойчивости  $m_{za}^{ca} = 0$  при

$$\bar{x}_{\Gamma \text{ нейтр}} = \bar{x}_{\Gamma \text{ фо}} + \frac{\partial m_{z \text{ фо}}}{\partial c_{ya}} \quad (3.6)$$

Центровка измеряется в процентах от средней аэродинамической хорды (САХ). Фокус крыла, самолета, плечи горизонтального и вертикального оперения также измеряются относительно САХ. Способ расчета величины САХ дан в п. 1.14.

Ни один самолет не поднимается в воздух, если не определена его центровка. Обычно центровка определяется по степени обжатия амортизаторов шасси. В полете центровка изменяется за счет выработки горючего, сброса грузов. Однако все самолеты проектируются так, чтобы при любых вариантах загрузки центровка в полете  $\bar{x}_{\Gamma}$  не выходила назад за положение нейтральной устойчивости  $\bar{x}_{\Gamma \text{ нейтр}}$ . Большое смещение центровки вперед может привести к излишней статической устойчивости, а значит к большим значениям возвращающих сил и, как следствие, к динамической неустойчивости. На рис. 3.5 показано изменение угла атаки самолета при случайном возмущении в зависимости от степени продольной устойчивости  $m_{za}^a$ .

### 3.3. ПУТЕВАЯ УСТОЙЧИВОСТЬ

Путевая устойчивость — это устойчивость в плоскости  $x_a O z_a$  относительно оси  $y_a$  по углу скольжения  $\beta$  (рис. 3.6). Для обеспечения путевой устойчивости служит вертикальное оперение, и здесь мы имеем почти полную флюгерную аналогию. При случайном возмущении на киле образуется восстанавливающая сила  $\Delta Z_{\beta \text{ в } a}$ , которая возвращает самолет в исходное положение. Условие устойчивости здесь

$$m_{za}^{\beta} < 0. \quad (3.7)$$

Если равнодействующая приращений сил  $\Delta Z_{\beta \text{ в } a}$  на киле не проходит через центр масс, то при восстановлении равновесия моментов относительно оси  $y_a$  вызывается еще и *крен* самолета, т. е. вращение вокруг оси  $x_a$  (рис. 3.6). Другими словами, пу-

тевая устойчивость самолета связана с его поперечной устойчивостью.

Для частичной или полной компенсации момента крена от вертикального оперения крыльями придается угол  $\Psi$  поперечного «V», (см. рис. 3.6). Положительный угол поперечного «V» увеличивает поперечную устойчивость, а отрицательное «V», т. е. «V» перевернутое — уменьшает.

### 3.4. ПОПЕРЕЧНАЯ УСТОЙЧИВОСТЬ

Это устойчивость вокруг оси  $x_a$  по углу крена  $\gamma$ . Самолет устойчив по крену, т. е. выполняется условие

$$m_{x_a}^1 < 0. \quad (3.8)$$

Физические процессы, происходящие при компенсации случайного возмущения по углу крена, описаны в п. 2.6.

\* \* \*

Дочитав до этого места и разобравшись в прочитанном, Вы, ставши пассажиром Аэрофлота, в состоянии грамотно и компетентно судить о процессах, происходящих на Ваших глазах во время полета. Вы уже знаете назначение многих агрегатов самолета, знаете, почему, прежде чем взлететь, самолет разбегается, на какой примерно высоте Вы находитесь, если вдруг выпущено шасси, зачем передняя и задняя части крыла разъезжаются, образуя щели, и многое, многое другое. Словом, Вы квалифицированный пассажир, который знает, как и почему летает самолет.

Открытыми остались вопросы: за счет каких сил самолет разгоняется до скорости, когда на крыле образуется другая сила, влекущая его вверх? Сколько надо горизонтальной тяги, чтобы держать самолет в воздухе и одновременно перемещать в пространстве с заданной скоростью? Что вообще определяет требуемую тягу? Как ее обеспечить? Каких изменений облика самолета это потребует?

Список вопросов можно продолжить, и мы постараемся найти на них ответы в следующем разделе.

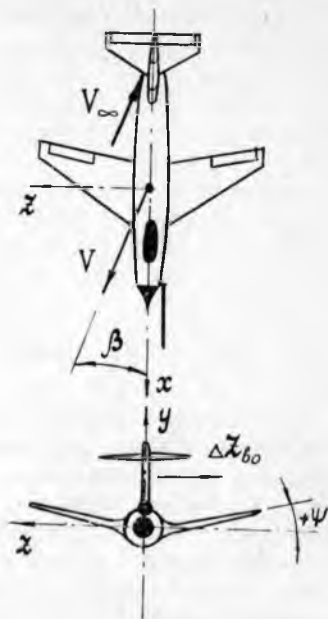


Рис. 3.6

## 4. СИЛОВАЯ УСТАНОВКА САМОЛЕТА

Если мотору пришел конец,  
птица пропала — конец и  
самолету!

*Антуан де Сент-Экзюпери*

### 4.1. ВЫБОР СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ

*Силовая установка* — это сердце самолета, обеспечивающее функционирование его сложного организма. Кроме своего изначального назначения — обеспечения горизонтальной тяги — силовая установка является источником всех видов энергии, расходуемых в полете. Без силовой установки будут работать очень короткое время (за счет аккумуляторов) или не будут работать вовсе пилотажно-навигационный комплекс, гидравлическая и пневматическая системы, система противообледенения, система кондиционирования и обогрева воздуха, система управления оружием, электрорадиооборудование. Так что роль силовой установки самолета очень и очень велика.

Сейчас авиация стала реактивной и сверхзвуковой, поэтому мы будем рассматривать в основном газотурбинные двигатели (ГТД).

В *силовую установку* самолета входят:

двигатель с агрегатами запуска и управления;

воздушный винт (если он есть);

моторная рама, или пylon, или другой вид подвески и крепления двигателя;

устройство для всасывания воздуха со средствами регулирования;

сопловой агрегат с системой реверсирования тяги;

системы охлаждения двигателя и его агрегатов;

противопожарная и противообледенительная система;

капоты, обтекатели, гондолы;

агрегаты топливной системы.

Рассмотрение работы всех этих устройств потребует отдельного пособия, поэтому мы обсудим только ключевые моменты. Но сначала напомним основные характеристики авиационных двигателей.

Это прежде всего *высотно-скоростные характеристики*:  $P = f(H, M)$  и  $c_p = f(H, M)$ , где  $c_p$  — удельный расход топлива, измеряемый в кг топлива / даН тяги в час; а также *секундный расход воздуха  $m_a$ , удельная масса двигателя  $\gamma$  [кг массы/даН тяги], удельная тяга  $P_{уд}$  [даН тяги/кг расхода воздуха] и габаритные размеры двигателя.*

На рис. 4.1 в относительных единицах показаны высотно-скоростные характеристики газотурбинного двигателя, рассчитанного на скорости полета  $M \leq 3,3$ . Здесь  $P_0$  и  $c_{p0}$  соответственно тяга и удельный расход топлива на высоте  $H = 0$  и скорости  $M = 0$ .

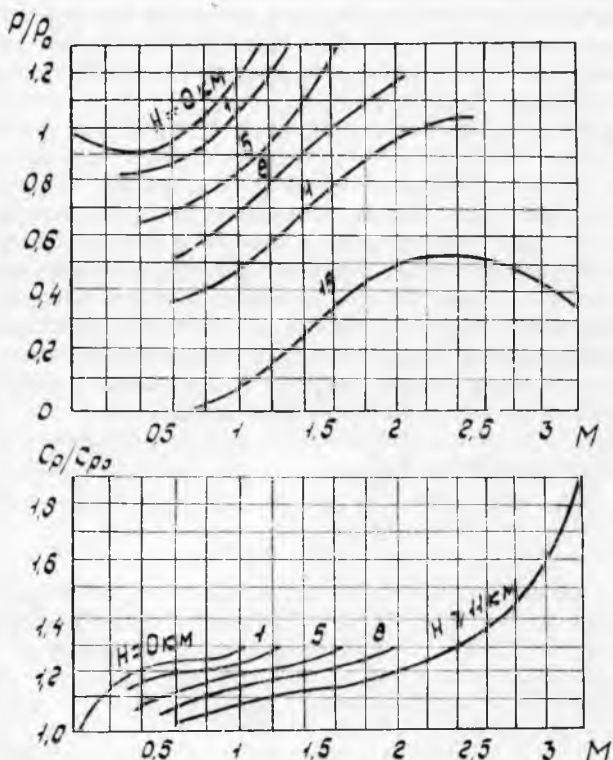


Рис. 4.1

Все основные характеристики двигателя определяются главным образом такими его параметрами, как температура газа перед турбиной  $T_T$ , степень повышения давления в компрессоре  $\pi_k$  и степень двухконтурности  $m$ .



В настоящее время к силовой установке самолета предъявляются следующие основные требования:

минимум затрат мощности на преодоление сопротивления, связанного с работой самой силовой установки;

возможно меньший удельный расход топлива, что особенно важно для самолетов с большой дальностью полета;

наименьшая удельная масса двигателя;

малая стоимость;

заданная надежность;

поглощение вибраций двигателя и винта;

компенсация температурных деформаций. Двигатель имеет большую, чем планер самолета, температуру, и разность температур обуславливает тепловое расширение элементов крепления;

удобство монтажа и замены двигателя, легкий доступ ко всем частям двигателя и его оборудования, требующим периодического осмотра и регулировки;

возможность локализации пожара в пределах отсека двигателя.

Всякий ли двигатель подходит для данного самолета? Наверное, нет. Мы уже знаем, что для горизонтального полета двигатель должен обеспечивать потребную тягу, которая увеличивается с ростом высоты и скорости полета. Можно определить потребную тягу и при наборе высоты, выраже, криволинейном полете в вертикальной плоскости и других режимах полета. Поэтому прежде чем анализировать характеристики конкретного двигателя, определяют потребную тяговооруженность самолета  $\bar{p}_0$ , исходя из следующих основных условий.

1. *Обеспечение горизонтального полета на заданной высоте и крейсерской скорости  $V_{крейс}$ :*

$$\bar{p}_1 \cong \frac{1,8 c_{xoa} \Delta^{0,15} V_{крейс}^2}{\varphi_M p_0};$$

где  $c_{xoa}$  — коэффициент лобового сопротивления самолета при нулевом угле атаки,  $\Delta = \rho_H / \rho_0$  — относительная плотность воздуха на высоте  $H$ ,  $\varphi_M$  — коэффициент, учитывающий изменение тяги по скорости полета,  $p_0$  — удельная нагрузка на крыло.

2. *Обеспечение возможности набора высоты при одном отказавшем двигателе:*

$$\bar{p}_2 = 1,5 \frac{n_{дв}}{n_{дв} - 1} \left[ \frac{1}{K_{наб}} + \lg \Theta \right],$$

здесь  $n_{дв}$  — количество двигателей;  $K_{наб}$  — аэродинамическое качество при наборе высоты;  $\Theta$  — угол наклона траектории, задаваемый нормами летной годности самолетов в зависимости от  $n_{дв}$ .

Очевидно, это условие неприменимо к однодвигательным самолетам.

3. *Обеспечение заданной длины разбега*  $L_{разб}$  самолета при взлете:

$$\bar{p}_3 = 1,05 \left[ \frac{1,2 \rho_0}{C_{y_{max}^{взл}} L_{разб}} + \frac{1}{2} \left( 3f + \frac{1}{K_{разб}} \right) \right],$$

здесь  $f$  — коэффициент трения опор шасси о взлетно-посадочную полосу;  $K_{разб}$  — аэродинамическое качество при разбеге;  $C_{y_{max}^{взл}}$  — зависит от схемы самолета и от механизации крыла.

Для маневренных самолетов принимают во внимание еще три дополнительных условия.

4. *Обеспечение заданной скороподъемности*  $V_y$ :

$$\bar{p}_4 \cong \left( \frac{V_y}{V} + \frac{1}{K_{max}} \right) \left( \frac{1}{\varphi_M \varphi_H \varphi_{руд}} \right),$$

где  $V$  — заданная или наиболее выгодная скорость полета,  $\varphi_H$  — коэффициент потерь тяги с ростом высоты:  $\varphi_H = \Delta^{0,85}$  при  $H < 11$  км;  $\varphi_H = 1,2 \Delta$  при  $H \geq 11$  км;  $\varphi_M$  — коэффициент потерь тяги с ростом скорости;  $\varphi_{руд}$  — коэффициент потерь тяги, связанных с регулированием, управлением и дросселированием двигателя.

5. *Обеспечение заданной максимальной скорости* полета на заданной высоте, т. е. при заданном  $q_{max} = \rho V_{max}^2 / 2$ :

$$\bar{p}_5 \cong \frac{c_{xoa} q_{max}}{\rho_0 \varphi_M \varphi_H \varphi_{руд}}.$$

6. *Обеспечение полета* при заданной скорости  $V$  и высоте  $H$  с заданной установившейся перегрузкой  $n_{ya}$ :

$$\bar{p}_6 \cong \frac{1 + n_{ya}^2}{2 n_{ya} K_{max} \varphi_M \varphi_H \varphi_{руд}}.$$

Итоговая тяговооруженность  $\bar{p}_0$  принимается как максимальная из всех найденных значений:  $\bar{p}_0 = \max(\bar{p}_1, \bar{p}_2, \bar{p}_3, \bar{p}_4, \bar{p}_5, \bar{p}_6)$ .

Типичные значения  $\bar{p}_0$  лежат в следующих пределах: *неманевренные самолеты* (пассажирские, транспортные) имеют  $\bar{p}_0 = 0,2 \dots 0,4$ , *маневренные самолеты* (истребители) —  $\bar{p}_0 = 0,8 \dots 1,2$ . Если вспомнить определение тяговооруженности (см. п. 2.7), то станет ясно, что при  $\bar{p}_0 > 1$  самолет может летать как ракета, используя для создания подъемной силы тягу двигателя.

Отметим еще одно обстоятельство. Все формулы для определения  $\bar{p}_i$  носят приблизительный характер и не дают точного значения потребной тяги, так как, во-первых, коэффициенты  $\varphi_M$ ,  $\varphi_H$ ,  $\varphi_{руд}$  индивидуальны для каждого конкретного двигателя

(см. рис. 4.1), и, во-вторых, значения  $K_{разд}$ ,  $K_{шах}$ ,  $K_{наб}$  можно достоверно определить только после летных испытаний самолета. В формулах для определения  $\bar{p}_i$  используются осредненные статистические значения для названных величин и найденное значение  $\bar{p}_0$ , по которому подбирают двигатель, — это потребная тяговооруженность при  $H = 0$  и  $V = 0$ .

На этапе выбора силовой установки (какой двигатель и сколько их) важнейшим моментом является *согласование характеристик планера самолета и его силовой установки*. Успешный результат создания современного самолета с высокими эксплуатационными характеристиками в значительной степени зависит от удачного объединения планера и силовой установки. Теперь недостаточно спроектировать планер, обладающий высоким аэродинамическим и весовым совершенством, и поставить на него двигатель, обеспечивающий потребную тяговооруженность  $\bar{p}_0$  и имеющий малый удельный расход топлива  $c_p$  и малую удельную массу  $\gamma$ . Необходимо согласовать характеристики планера и силовой установки, т. е. по тому или иному критерию, определяющему совершенство самолетов данного типа, выбрать оптимальные режимы полета самолета и работы силовой установки.

Так например, истребители для ближнего маневренного боя должны иметь двигатели с хорошей приемистостью, т. е. с малым временем перехода с одного режима на другой. Кроме того: воздухозаборник должен быть расположен так, чтобы в него не попадали пороховые газы при стрельбе из пушек; при любых допустимых углах атаки вход воздухозаборника не должен затеняться другими частями самолета; горячие газы из сопла не должны омывать агрегаты планера; топливная система должна обеспечить бесперебойную подачу топлива в двигатель на всех режимах полета, включая некоординированный маневр с максимальной перегрузкой (для выхода из-под ракетного удара) и перевернутый полет («вверх колесами») и т. д.

Для пассажирского дальнерейсового и транспортного самолета с большой дальностью полета силовая установка должна обеспечить минимальный расход топлива на крейсерском режиме. Но если при этом двигатель имеет плохие взлетные характеристики — взлетная тяга мала, — то весь полет будет состоять из набора высоты и снижения, и стоимость перевозок на таком аэроплане будет непомерно высока. Если двигатели расположены близко от взлетно-посадочной полосы, то вся пыль, слякоть и грязь будут в компрессоре, что наверняка вызовет нервную дрожь у двигателя и у его создателей. Если двигатель имеет прекрасные характеристики, удачно расположен на самолете, но имеет непомерно большую скорость истечения газов из сопла, то создаваемый шум потребует такой звукоизоляции пассажир-

ского салона, которая сведет на нет весовое совершенство планера и ухудшит экономичность самолета. Если ... и так далее.

Из этих двух примеров ясно, что же такое согласование характеристик планера и силовой установки. В результате согласования наряду с оптимизацией характеристик планера выбирается оптимальная схема двигателя и такие главные параметры, определяющие его высотно-скоростные характеристики, как степень двухконтурности  $m$ , температура газа перед турбиной  $T_T$ , степень повышения давления в компрессоре  $\pi_k$  и некоторые другие.

Согласованные характеристики планера и силовой установки обеспечивают получение экстремума главного критерия эффективности данного самолета, а значит более полное удовлетворение тактико-технических требований к самолету.

#### 4.2. ВОЗДУХОЗАБОРНИКИ

Функции воздухозаборника в системе силовой установки самолета сводятся к двум задачам:

обеспечить устойчивую работу двигателя на всех режимах полета;

обеспечить сжатие поступающего воздуха, преобразуя кинетическую энергию набегающего потока в давление.

При дозвуковых скоростях полета повышение давления воздуха в двигательном тракте происходит в основном в компрессоре газотурбинного двигателя. По мере увеличения скорости функции компрессора постепенно переходят к воздухозаборнику; при  $M = 1.2 \dots 1.4$  воздухозаборник и компрессор в одинаковой степени сжимают поток, а при  $M > 3$  роль компрессора становится уже несущественной, и при таких скоростях более целесообразными будут прямоточно-воздушные реактивные двигатели (ПВРД).

Степенью сжатия воздуха  $\pi$  в газотурбинных двигателях называется отношение давления в конце процесса сжатия, т. е. за компрессором, к атмосферному давлению:

$$\pi = \frac{P_k}{P_H} = \frac{P_B}{P_H} \frac{P_k}{P_B} = \pi_{вх} \pi_k, \quad (4.1)$$

где  $P_k$  — полное (термодинамическое) давление за компрессором;  $P_H$  — атмосферное давление;  $P_B$  — полное давление на входе в компрессор (после воздухозаборника);  $\pi_{вх}$  — степень сжатия в воздухозаборнике;  $\pi_k$  — степень сжатия в компрессоре.

При торможении потока неизбежно имеют место потери давления, обусловленные трением (вспомним пограничный слой!), вихреобразованием, из-за отрыва потока от стенок при неравно-

мерном поле скоростей, теплообменом, а при торможении сверхзвукового потока появляются и волновые потери, связанные с возникновением скачков уплотнения. Все эти потери принято оценивать интегрально величиной *коэффициента восстановления полного давления*

$$\sigma_{вх} = \frac{\pi_{вх}}{\pi_{вх идеалн}} = \frac{P_{п}}{P_{п}^*} \quad (4.2)$$

где  $P_{п}^*$  — полное давление набегающего потока;

$\pi_{вх идеалн}$  — степень сжатия в идеальном воздухозаборнике без потерь.

Для того, чтобы воздухозаборник эффективно выполнял свои задачи, он должен обеспечивать:

возможно более высокие значения коэффициента восстановления полного давления;

достаточно равномерное поле скоростей на входе в компрессор;

устойчивую — без сильных срывов потока и пульсаций давления — работу на всех режимах эксплуатации;

возможно меньшее внешнее сопротивление.

В зависимости от скорости полета (*читайте*: скорости набегающего потока) воздухозаборники современных самолетов делятся на два существенно различных класса. Рассмотрим каждый из них в отдельности.

**Дозвуковые воздухозаборники.** Позволяют получать высокие значения коэффициента восстановления полного давления:  $\sigma_{вх} = 0.97...0.98$ ; и их параметры выбираются для основного режима полета. Схема типичного дозвукового воздухозаборника показана на рис. 4.2, канал такого воздухозаборника,

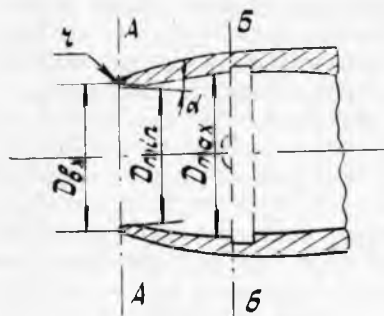


Рис. 4.2

обычно расширяющийся от  $D_{\min}$  до  $D_{\max}$  с углом полураствора  $\alpha$ . Входная кромка скругленная, ее профилируют так, чтобы получалось плавное обтекание gondолы двигателя и избегались срывы потока на входе. Обычно  $r = (0.04...0.05) \times \sqrt{V \overline{F_{вх}}}$ , где  $F_{вх}$  — площадь входа, подсчитанная по  $D_{вх}$ . Воздушный канал с углом полураствора  $\alpha \leq 4...5^\circ$  обеспечивает постоянную по длине степень повышения давления, что приводит к безотрыв-

ному течению, а значит и к равномерному полю скоростей на входе в компрессор (сечение Б—Б на рис. 4.2). Если канал имеет

повороты и изгибы, то изменение площади поперечных сечений канала должно быть плавным, а непосредственно перед двигателем ось канала должна совпадать с осью компрессора, причем длина этой прямой цилиндрической части должна быть не менее (0,5...1) диаметра двигателя. Внешние обводы воздухозаборника должны обеспечить ему минимальное лобовое сопротивление и профилируются независимо от внутренних.

**Сверхзвуковые воздухозаборники.** Как известно, при обтекании тел сверхзвуковым потоком образуются скачки уплотнения. При переходе потока через скачок все параметры потока—скорость, давление, плотность, температура—резко меняются с той или иной интенсивностью в зависимости от *угла наклона скачка*. На входе в компрессор поток должен быть дозвуковым, поэтому конструктор обязан организовать систему скачков таким образом, чтобы поток затормозился и, по возможности, с минимальными потерями. Повышение давления и температуры в скачках уплотнения является частью цикла сжатия воздуха в газотурбинном двигателе. Потери при этом складываются из волновых потерь в системе скачков, вихревых потерь и потерь от трения, однако основная доля приходится на волновые потери:

$$\sigma_{вх} = (0,9...0,95) \sigma_{ск}; \quad (4.3)$$

где  $\sigma_{ск}$  — коэффициент восстановления полного давления в системе скачков уплотнения

$$\sigma_{ск} = \sigma_1 \sigma_2 \dots \sigma_n = \prod_{l=1}^n \sigma_l, \quad (4.4)$$

здесь  $\sigma_l$  — коэффициент восстановления полного давления в *одном скачке*.

В зависимости от формы поперечного сечения входа сверхзвуковые воздухозаборники делятся на *двухмерные* плоские; и *трехмерные* круглые, полукруглые и др.

В зависимости от положения косых скачков уплотнения сверхзвуковые воздухозаборники подразделяются на воздухозаборники *внешнего, внутреннего и смешанного сжатия* (рис. 4.3). Воздухозаборники всех трех типов могут быть и двухмерными и трехмерными. Внешнее сжатие — это когда все косые скачки расположены снаружи; смешанное — косые скачки расположены и снаружи и внутри воздухозаборника; внутреннее — все косые скачки внутри.

Воздухозаборники внешнего сжатия по сравнению с заборниками внутреннего сжатия имеют большее аэродинамическое сопротивление и меньший коэффициент полезного действия. Так например, при скорости  $M = 2,2$  в принципе можно достичь значений  $\sigma_{вх}$  при следующих типах сжатия:

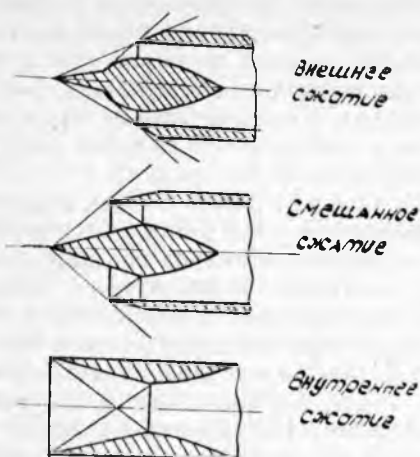


Рис. 4.3

внешнее — 0,91; смешанное — 0,93; внутреннее — 0,95. Однако воздухозаборники внутреннего сжатия требуют очень сложной системы регулирования, трудно запускаются, т. е. выходят на расчетную систему скачков, имеют большую массу и стоимость и поэтому пока не нашли практического применения.

Воздухозаборники смешанного сжатия также применяются очень редко из-за чувствительности к различного рода возмущениям, которые могут быть вызваны большим изменением угла атаки при маневре самолета,

включением или выключением форсажной камеры двигателя и т. п. Воздухозаборники этого типа целесообразно использовать на однорежимных сверхзвуковых самолетах, например пассажирских.

Воздухозаборник внешнего сжатия, несмотря на отмеченные недостатки, используются, тем не менее, очень широко, так как просты в регулировании, не требуют сложной системы запуска и обладают весовыми и стоимостными преимуществами.

Для создания системы скачков применяются как плоские тела, типа клина, для плоских воздухозаборников, так и тела вращения, типа конуса, полуконуса, четверти конуса, для трехмерных воздухозаборников соответствующей формы. Однако геометрические параметры всех воздухозаборников аналогичны, поэтому продольное сечение круглых и плоских воздухозаборников будет практически одинаковым. На рис. 4.4 показана схема сверхзвукового воздухозаборника внешнего сжатия. Самое узкое проходное сечение воздушного канала называется *горлом* воздухозаборника.

Углы ступенчатого клина (конуса)  $\alpha_1, \alpha_2, \dots$  выбираются таким образом, чтобы на расчетном режиме работы все наружные скачки фокусировались на передней кромке обечайки воздухозаборника.

Наибольшее значение  $\sigma_{ск}$  получается только при одинаковой интенсивности скачков, которая определяется как отношение скорости потока перед скачком к скорости за скачком, поэтому углы  $\alpha_1, \alpha_2, \dots$  должны обеспечить равенство

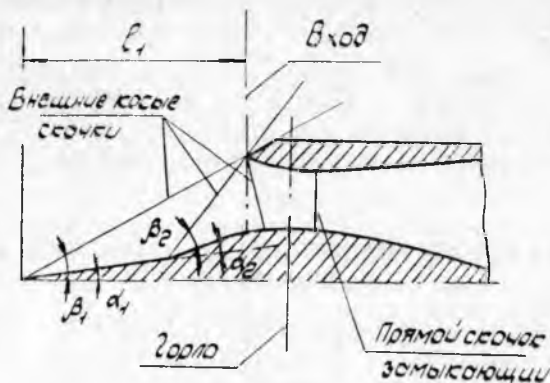


Рис. 4.4

$$\frac{V}{V_1} = \frac{V_1}{V_2} = \frac{V_2}{V_3} = \dots, \quad (4.5)$$

где  $V$  — скорость невозмущенного потока;  $V_i$  — скорость потока за  $i$ -м скачком.

Зная зависимость между скоростями потока до и после  $i$ -го скачка

$$V_i = V_{i-1} \frac{\cos \beta_i}{\cos (\beta_i - \alpha_i)},$$

а также соотношение между углами  $\alpha_i$  и  $\beta_i$

$$\operatorname{tg} \alpha_i = \operatorname{ctg} \beta_i \frac{M_{i-1}^2 \sin \beta_i - 1}{1 + M_{i-1}^2 (1,2 - \sin^2 \beta_i)} \quad (4.5)$$

и задаваясь количеством косых скачков, из системы уравнений можно найти углы ступенчатого клина  $\alpha_1, \alpha_2, \dots$ , обеспечивающие одинаковую интенсивность скачков. При этом надо помнить, что для наибольшего значения коэффициента восстановления полного давления в системе скачков  $\sigma_{ск}$  необходимо, чтобы скорость потока перед прямым (замыкающим) скачком не превышала числа  $M = 1,20 \dots 1,25$ .

Угол  $\alpha_1$  наклона первой поверхности сжатия определяет вынос  $l_1$  клина (конуса). Этот угол зависит от расчетного числа  $M$  полета и составляет при  $M = 2,5$  для клина  $\sim 9^\circ$ , конуса  $\sim 15^\circ$ ; при  $M = 2,5 \dots 3,5$  соответственно  $\sim 7^\circ$  и  $\sim 11^\circ$ .

Площадь горла воздухозаборника  $F_r$  должна уменьшаться при увеличении скорости полета, иначе двигатель будет захлебываться воздухом. Типичные значения относительной площади  $F_r / F_{вх}$  и  $M$  следующие:



$M$	1,5...2,0 ...2,5 ...3,0 ...3,5
$F_{г}/F_{вх}$	0,5...0,42...0,35...0,32...0,3

Самолет прежде чем достичь скорости, например  $M = 3,0$ , должен разогнаться, т. е. пройти все промежуточные значения  $M$  от 0 до 3,0. И двигатель при этом непрерывно работает, поэтому сверхзвуковые воздухозаборники должны быть *регулируемыми*.

#### 4.3. СОВМЕСТИМОСТЬ ВОЗДУХОЗАБОРНИКА И ДВИГАТЕЛЯ

Совместимость воздухозаборника и двигателя — ключевая проблема в согласовании характеристик силовой установки и планера самолета. Совместимость в данном случае означает устойчивую работу двигателя с заданными характеристиками на установившихся и переходных режимах при наличии всевозможных дестабилизирующих факторов.

Изменение частоты вращения турбины, углов атаки и скольжения, включение и выключение форсажной камеры и т. д. вызывают изменение пропускной способности двигателя и воздухозаборника, а также приводят к нарушению *равномерности поля скоростей* потока на входе в двигатель, что, естественно, нарушает его устойчивую работу. Большая неравномерность поля скоростей может вызвать вибрацию лопаток компрессора и, как следствие, их разрушение. При несогласованной пропускной способности двигателя и воздухозаборника возникает неустойчивая пульсирующая работа силовой установки: помпаж, «зуд» воздухозаборника. При этом существенно снижается коэффициент восстановления полного давления  $\sigma_{вх}$ , что приводит к уменьшению тяги и увеличению удельного расхода топлива.

Вот какими бедами грозит нарушение совместимости воздухозаборника и двигателя. Рассмотрим, что же надо делать во избежание этих неприятностей.

На дозвуковых воздухозаборниках ничего не надо делать (и это хорошо!), так как для них имеет место автоматическое согласование расхода воздуха, проходящего через двигатель и входное устройство. Иногда только для лучшей равномерности поля скоростей на режимах максимальной тяги по периферийной окружности обечайки заборника устанавливаются дополнительные впускные створки (самолеты Ту-154, Вониг-747 и некоторые другие). Но в целом дозвуковые воздухозаборники не нуждаются в регулировании.

Со сверхзвуковыми воздухозаборниками дело обстоит сложнее. Большой диапазон скоростей, существенно различный характер течения воздуха во входном устройстве требуют специ-

альной системы регулирования, невзирая на увеличение сложности, массы и стоимости воздухозаборника. Ее главной задачей является удержание при сверхзвуковых скоростях системы скачков в заданном положении, а особенно замыкающий прямой скачок за горлом. Этого можно добиться изменением площади горла и перепуском лишнего воздуха из канала в атмосферу.

Перепуск воздуха в атмосферу осуществляется открытием специальных створок, установленных в канале за горлом воздухозаборника. Эти створки называются *противопомпажными* или *перепускными*. При сверхзвуковом полете они непрерывно открыты, и часть воздуха из канала стравливается в атмосферу, предотвращая помпаж воздухозаборника. Для изменения площади горла предусматривается в трехмерных воздухозаборниках перемещение конуса вперед—назад, а в плоских — перемещение подвижных рам (рис. 4.5). Кроме того, на сверхзвуковых высокоманевренных самолетах передняя часть воздухозаборника может поворачиваться как единое целое на  $13 \dots 15^\circ$ , тем самым эффективно меняется площадь сечения захватываемого потока. Эта мера применяется, в частности, на американском истребителе F-15. При взлете и небольших дозвуковых скоростях потребная площадь горла оказывается больше, чем конструктивно выполненная, поэтому, несмотря на полностью раскрытое горло, двигателю не хватает воздуха. Чтобы не нарушать нормальную работу двигателя, дополнительный воздух поступает через *впускные створки*, минуя горло воздухозаборника. Впускные створки работают лишь на взлете и при малых дозвуковых скоростях. В целом регулирование работы воздухозаборника осуществляется автоматической системой без вмешательства летчика.

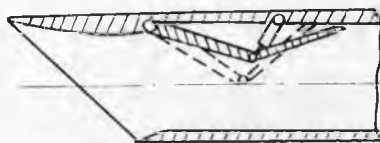


Рис. 4.5

Еще одной причиной больших неприятностей является *трение* и вызванный им пограничный слой. Как мы знаем из п. 1.10, толщина пограничного слоя зависит от скорости потока, коэффициента вязкости воздуха и длины оmyаемой поверхности. Причем от длины — пропорционально, т. е. в хвостовой части самолета пограничный слой максимально толстый.

Для дозвуковых, равно как и для сверхзвуковых воздухозаборников, отклонение от расчетной схемы течения, вызванное вязкостью воздуха, в конечном счете приводит к неравномерности поля скоростей и снижению коэффициента восстановления полного давления  $\sigma_{вх}$ . Кроме того, при сверхзвуковом об-

текании пограничный слой, взаимодействуя со скачками уплотнения, нарушает их четкость: появляются местные отрывы потока от стенок; пограничный слой, проходя через скачки, еще больше увеличивает свою толщину; в местах вздутия пограничного слоя образуются новые слабые косые скачки и т. д. Поэтому воздухозаборники всех типов имеют *систему слива* (отвода) *пограничного слоя*. Удаляется как пограничный слой, образовавшийся на поверхности фюзеляжа или крыла, так и пограничный слой, возникший в случае сверхзвуковых воздухозаборников, на поверхностях сжатия — конусе или клине, а также на внутренней поверхности обечайки. Отвод пограничного слоя осуществляется через *сливные щели* (рис. 4.6), представляющие собой либо зазор между фюзеляжем (крылом) и воздухозаборником, например  $h_1$ , либо натуральные щели —  $h_2 \dots h_n$ .

Вид сверху

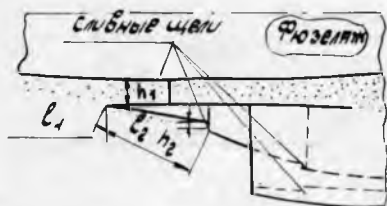


Рис. 4.6

Высота уступа сливной щели  $h_i$  равняется толщине пограничного слоя, образовавшегося на соответствующей длине  $l_i$  обтекаемой поверхности,  $h \cong 0,01 l$ .

Чтобы оценить, насколько пограничный слой вреден, приведем некоторые цифры. Если воздухозаборник типа

показанного на рис. 4.6 будет вплотную прилегать к фюзеляжу, т. е.  $h_1 = 0$ , то при  $M = 2$  коэффициент восстановления полного давления уменьшится на 25...30%, что приведет к снижению тяги двигателя на 45% и увеличению удельного расхода топлива на 15%.

#### 4.4. СИСТЕМА ВЫХЛОПА

Систему выхлопа рассмотрим не с точки зрения двигателя, т. е. организации течения в сопловых устройствах, позволяющей эффективно преобразовывать внутреннюю энергию газа в реактивный импульс (тягу), а с точки зрения самолета; т. е. рассмотрим проблемы, возникающие при установке двигателя на самолет.

В рамках общих требований к силовым установкам и, в частности, в свете требования минимума аэродинамического сопротивления, хвостовая часть гондолы двигателя или фюзеляжа, если двигатель внутри него, должны профилироваться так, чтобы минимизировать данное сопротивление. Физическая суть

донного сопротивления предельно проста. При движении плоско обрубленного тела на задней плоской поверхности образуется разрежение, и силы давления на поверхность тела дают дополнительное сопротивление движению сверх сопротивления трения и давления (рис. 4.7).

Вы можете проделать простейший опыт по оценке донного сопротивления. Опустите в любой водоем, можно даже в ванну, раскрытую ладонь с сомкнутыми пальцами и сделайте гребок. Затем растопырьте пальцы и повторите гребок с той же скоростью. Разность усилий дает приблизительное представление о величине донного сопротивления сомкнутых пальцев.

Разрежение у дна образуется за счет отрыва потока от обтекаемой поверхности. При этом поток заворачивается «внутрь», частички воздуха получают большую завихренность — на все это тратится энергия движения, т. е. тело испытывает дополнительное сопротивление.

Если Вы проведете предлагаемый эксперимент, то обратите внимание на характер течения позади ладони.

Чем плавнее обводы хвостовой поверхности, тем более равномерным будет поле давлений на ней, и внешний поток останется присоединенным к обтекаемой поверхности, т. е. донное сопротивление будет небольшим.

При скоростях  $M < 0.7$  струя газа, вытекающего из сопла реактивного двигателя, практически не влияет на распределение давления по внешней поверхности хвостовой части gondoly двигателя. Поэтому нерегулируемые сопла двигателей для дозвуковых самолетов не вызывают больших проблем при минимизации донного сопротивления: достаточно придать gondole плавный обвод с небольшим углом наклона к направлению набегающего потока.

При числе  $M = 0,8$  и выше, а также малой длине профилированной хвостовой части возникает отрыв потока, в зоне которого образуется существенное разрежение и, как следствие, увеличивается донное сопротивление. Кроме того, на современных сверхзвуковых самолетах устанавливают сопла с регулируемой геометрией, которые отвечают циклам работы двигателей с форсажной камерой и высокой степенью сжатия. Регулирование проходного сечения сопла осуществляется с помощью отклоняемых створок, которые со стороны реактивной струи профилиро-

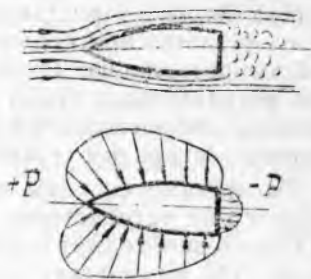


Рис. 4.7

ванные, а со стороны внешнего обтекающего потока, как правило, плоские. Так вот, чтобы сопло реактивного двигателя обдало небольшим донным сопротивлением на бесфорсажном режиме, когда створки прикрыты, оно должно иметь возможно большую длину створок с тем, чтобы угол их отклонения для обеспечения заданной площади проходного сечения не превышал 10...15°. При таком значении угла внешний обтекающий поток остается присоединенным к створкам, что и снижает донное сопротивление. Однако практически все типы сверхзвуковых регулируемых сопел в дозвуковом полете обладают повышенным сопротивлением по сравнению с нерегулируемым сужающимся соплом, рассчитанным лишь на дозвуковой полет.

Выхлопные системы многих современных самолетов оборудованы еще устройством для реверсирования тяги. Отрицательная тяга необходима для сокращения длины пробега при посадке. На самолетах с турбовинтовыми двигателями отрицательную тягу получают изменением угла установки лопастей винтов; военные самолеты на пробеге тормозятся с помощью парашюта.

Особенно эффективен реверс тяги при посадке на мокрый или обледенелый аэродром, когда коэффициент трения мал и длина пробега значительно возрастает. Реверсирование тяги осуществляется отклонением газовой струи из сопла двигателя так, чтобы создавалась реактивная сила, действующая против направления движения самолета.

По конструктивным особенностям все реверсивные устройства делятся на два типа: осуществляющие поворот газовой струи до среза основного сопла; отклоняющие струю за срезом сопла. Отклонение струи в любом случае осуществляется с помощью специальных створок, которые вводятся в газовую струю только на режиме реверса.

Эффективность реверсивного устройства принято оценивать величиной *относительной тяги реверса*  $\bar{p}_p = P_p / P_0$ , где  $P_p$  — отрицательная тяга реверса;  $P_0$  — максимальная бесфорсажная взлетная тяга двигателя, т. е. при  $V = 0$  и  $M = 0$ . Для современных турбореактивных двигателей  $\bar{p}_p = 0,3 \dots 0,6$ , причем получить относительную тягу реверса  $\bar{p}_p > 0,6$  практически невозможно.

\* \* \*

Рассмотренный круг вопросов связан с агрегатами, обеспечивающими эффективную работу самого двигателя. Однако этим не исчерпываются проблемы, возникающие в процессе объеди-

нения силовой установки, планера и различных систем самолета. Таких проблем много и каждая из них требует творческого подхода, технической эрудиции и профессионального мастерства. Вообще, этих качеств требует решение любой технической задачи, поэтому авиационный инженер не должен замыкаться в рамках своей специализации, а должен стремиться охватить своим знанием возможно большее количество найденных технических решений.

Для любознательных, а мы надеемся, что все наши читатели обладают этим качеством, приводим небольшой аннотированный список книг об авиации и о творцах этого чуда двадцатого века. Рекомендуем также заглянуть и в приложение, которое поможет лучше усвоить авиационную терминологию.

*Яковлев А. С. Советские самолеты. Краткий очерк.* — М.: Наука, 1975. — 311 с. (Шифр библиотеки КуАИ: 629.2/Я47).

Строго документально, и вместе с тем достаточно живо и подробно, рассказывается о развитии отечественного самолетостроения, о драматическом поиске новых идей, их реализации. Дан краткий обзор творчества наших выдающихся конструкторов и возглавляемых ими коллективов. Отдельная глава посвящена авиационным двигателям.

*Арлазоров М. С. Винт и крыло.* Несколько страниц истории авиации. — М.: Знание, 1980. — 176 с. (629/09) /A828.

Автор — авиационный инженер, несколько лет проработавший в конструкторских бюро, но еще и кинодраматург, журналист, писатель.

Книга состоит из семи очерков, каждый увлекателен и необычен по теме. Описываются, например, попытки создания подводного самолета, который и летает, и плавает под водой. Рассказывается о первых реактивных воздушных боях: как МиГ-15 сбивал американские самолеты в Корее.

Книга изобилует любопытными, малозвестными фактами, и не отпугивает читателя с первой страницы до последней.

*Кербер Л. Л. Ту — человек и самолет.* — М.: Сов. Россия, 1973. — 288 с. (629/09с) /К36).

Биографическая повесть о старейшине советской авиации — А. Н. Туполеве. Автор — бывший заместитель генерального конструктора. Рассказ о человеке переплетается с рассказом о коллективе и о его творениях — самолетах Ту. Книга содержит много интереснейших фактов, иллюстрирована редкими фотографиями.

*Чутко И. Э. Красные самолеты.* — М.: Политиздат, 1982 — 128 с. (629/4953).

Рассказ о героической жизни Р. Л. Бартини — барона, коммуниста, политэмигранта, главного конструктора самолетов.

Р. Л. Бартини участвует в срыве савинковского плана покушения на делегатов России на Генуэзской конференции, дерется с чернорубашечниками Муссолини, создает самолеты, на 5—10 лет опережавшие свое время. Именно на его машинах с сентября 1941 года, после захвата немцами аэро-

дрома на острове Сааремаа, наносятся бомбовые удары по Берлину, Данцигу, Штеттину, находящихся вне досягаемости других самолетов.

Работавший в основном над экспериментальными машинами, Р. Л. Бартиш малоизвестен, и эта книга о нем — первая.

Смирнов Г. В. *Рассказы об оружии*. — М.: Детская литература, 1979. — 158 с. (нет в библиотеке КуАИ).

Книга повествует о создании и боевой работе оружия Победы — о том вооружении, которым располагала Красная Армия в 1941—1945 гг. Из 17 повелл — 6 посвящены авиации. Книга интересна прежде всего тем, что сугубо технические данные проиллюстрированы боевыми эпизодами и показано, как характеристики оружия определяют тактику его применения.

Галлай М. Л. *Через невидимые барьеры. Испытано в небе*. Записки летчика-испытателя. — М.: Молодая гвардия, 1969. — 512 с. (629(09 с)/Г16).

Название книги емко говорит о ее содержании.

Бриджмэн У., Азар Ж. *Один в бескрайнем небе*: Пер. с англ. — М.: Оборонгиз, 1959. — 347 с. (629/Б87).

Бриджмэн У. — испытатель американских реактивных самолетов, одним из первых преодолел звуковой барьер. Рассказ о личных впечатлениях дополняется описанием авиационной техники, ее поведения в различных полетных ситуациях. По книге можно составить представление о военно-воздушной базе США им. Эвардса — месте приземления современных воздушных-космических самолетов типа «Шаттл».

Яковлев А. С. Арлазоров М. С., Галлай М. Л. написали еще ряд книг, названия которых можно найти в алфавитном каталоге библиотеки. Перу М. С. Арлазорова принадлежат, например, книги серии «Жизнь замечательных людей», посвященные Н. Е. Жуковскому, К. Э. Цюлковскому и А. Н. Туполеву.

## БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. Аэромеханика самолета. Динамика полета: Учебник для вузов / Под ред. А. Ф. Гочкарева и В. В. Андреевского. — М.: Машиностроение, 1985. — 360 с.

2. Зонский С. Н. Аэродинамика и конструкция летательных аппаратов. — М.: Высшая школа, 1966 — 363 с.

3. *Kopenhagen W., Neustädt R. Das große Flugzeugtypenbuch*. — Berlin: VEB Verlag für Verkehrswesen, 1982. — 607 s.

4. Мартынов А. К. Экспериментальная аэродинамика. — М.: Оборонгиз, 1958. — 345 с.

5. Остославский И. В., Стражева И. В. Динамика полета. Траектории летательных аппаратов. — М.: Машиностроение, 1969. — 425 с.

6. Пашковский И. М. Устойчивость и управляемость самолета. М.: Машиностроение, 1975. — 323 с.

7. Проектирование самолетов: Учебник для вузов / С. М. Егер, В. Ф. Миллин, П. К. Лисейцев и др. / Под ред. С. М. Егера. — М.: Машиностроение, 1983. — 616 с.

ПРОИСХОЖДЕНИЕ НЕКОТОРЫХ АВИАЦИОННЫХ ТЕРМИНОВ

**А**

- Авиа** — от лат. avis — птица  
**Автомат** — от греч. automatus — самодействующий  
**Автожир** — от греч. autos — сам и gyros — круг, вращение  
**Агрегат** — от лат. aggrego — присоединяю  
**Астронавигация** — от греч. astron — звезда и navigo — плыву на судне  
**Астронавт** — от греч. astron — звезда и nautes — мореплаватель  
**Аэро** — от греч. aer — воздух  
**Аэробус** — от греч. aer — воздух и лат. (omni)bus — для всех  
**Аэродинамика** — от греч. aer — воздух и dynamis — сила  
**Аэродром** — от греч. aer — воздух и dromos — место для бега  
**Аэронавигация** — от греч. aer — воздух и navigo — плыву на судне  
**Аэростатика** — от греч. aer — воздух и statos — неподвижный

**Б**

- Баллистика** — от греч. ballo — бросаю  
**Балласт** — голл. ballast — груз  
**Бандаж** — фр. bandage — повязка  
**Барокамера** — от греч. baros — тяжесть и camera — комната  
**Барражирование** — от фр. baggage — загражденные  
**Бимс** — англ. beam — балка  
**Биплан** — от лат. bis — дважды и planum — плоскость  
**Блистер** — англ. blister — волдырь

**В**

- Вакуум** — лат. vacuum — пустота  
**Выраж** — фр. virage — поворот  
**Высокоплан** — от «высоко», и лат. planum — плоскость

**Г**

- Геликоптер** — от греч. helix — спираль, винт и pteron — крыло  
**Гипотеза** — греч. hypothesis — основание, предположение  
**Глиссада** — фр. glissade — скольжение  
**Глиссирование** — от фр. glisser — скользить

**Д**

- Дефект** — от лат. defectus — изъян, недостаток  
**Дефлектор** — от лат. deflecto — отклоняю, отвожу  
**Деформация** — лат. deformatio — искажение  
**Диапазон** — греч. dia pason — через все  
**Дивергенция** — лат. divergentia — расхождение  
**Дирижабль** — фр. dirigeable — управляемый  
**Дистанция** — лат. distantia — расстояние  
**Дюралюминий** — от нем. Düren — город, где было начато промышленное производство сплава и «алюминий»

**Ж**

- Жалюзи** — фр. jalousie — ставни

**К**

- Кабрирование** — от фр. cabrer — поднимать на дыбы, вздыбиться  
**Кавитация** — от лат. cavitas — пустота  
**Каркас** — фр. carcasse — скелет  
**Кессон** — фр. caisson — ящик  
**Киль** — голл. kiel — балка вдоль днища судна  
**Компенсация** — лат. compensatio — возмещение  
**Консоль** — фр. console — выступ



**Коррозия** — лат. *corrosio* — разъедание

**Крен** — от голл. *krengen* — класть судно на бок

**Критерий** — от греч. *kriterion* — средство для суждения

**Кронштейн** — от нем. *kragstein* — досл. несущий камень

**Курс** — от лат. *cursus* — бег, движение

## Л

**Лонжерон** — от фр. *longer* — идущий вдоль

## М

**Механизм** — от греч. *mechane* — орудие, машина

**Мидель** — от англ. *middle* — середина

**Момент** — от лат. *momentum* — движущая сила, толчок

**Монокот** — от греч. *monos* — один и фр. *sosop* — оболочка

**Моноплан** — от греч. *monos* — один и лат. *planum* — плоскость

## Н

**Нервюра** — фр. *nerveure* — арка

**Низкоплан** — от «низко» — и лат. *planum* — плоскость

## О

**Оптимальный** — от лат. *optimus* — наилучший

**Орнитоптер** — от греч. *ornitos* — птица и *pteron* — крыло

## П

**Параметр** — от греч. *parametron* — отмеривающий

**Парашют** — от греч. *para* — против и фр. *chute* — падение

**Пикирование** — от фр. *picier (une tete)* — падать вниз головой

**Пилон** — греч. *pylon* — столб, поддерживающий ворота

**Пилотирование** — фр. *piloter* — вести самолет

**Планер** — фр. *planer* — парить

**Планирование** — от фр. *planer* — парить

**Профиль** — от итал. *profilo* — очертание

## Р

**Радар** — сокр. от англ. *Radio Detecting And Ranging* — радиообнаружение и определение дальности

**Радио** — лат. *radio* — испускаю лучи

**Радиолокация** — от лат. *radio* — испускаю лучи и *locatio* — расположение

**Реверс** — от лат. *revertor* — поворачиваю назад, возвращаю

**Рифт** — англ. *rift* — щель

## С

**Среднеплан** — от «средне» и лат. *planum* — плоскость

**Стабилизатор** — от лат. *stabilis* — устойчивый

**Статика** — от греч. *statos* — неподвижный

**Стратосфера** — от лат. *stratum* — слой и греч. *sphaira* — шар

**Стрингер** — от англ. *string* — струна, веревка

## Т

**Тангаж** — фр. *tangage* — килевая качка

**Теория** — греч. *theoreo* — рассматриваю

**Техника** — от греч. *techne* — искусство, мастерство, умение

**Технология** — от греч. *techne* — искусство, мастерство, умение и *logos* — учение

**Траверса** — от лат. *transversus* — поперечный

**Траектория** — лат. *trajectorius* — относящийся к перемещению

**Триммер** — от англ. *trim* — уравнивать

## Ф

**Форкиль** — от нем. *vor* — перед, до и голл. *kiel* — балка вдоль днища судна

**Фюзеляж** — фр. *fuselage* — корпус

## Х

**Хорда** — греч. *chorde* — струна

## Ш

**Шпангоут** — голл. spanhout — ребро

**Шпация** — лат. spatium — промежуток

**Штамповка** — от итал. stampa — печать

## Э

**Элерон** — фр. aileron — руль на крыле

**Энергия** — гр. energeia — действие

**Эталон** — фр. etalon — образец, мера

**Эшелон** — фр. echelon — членение, разбивка

## О Г Л А В Л Е Н И Е

Предисловие . . . . .	3
Введение . . . . .	4
<b>1. ОСНОВЫ АЭРОДИНАМИКИ КРЫЛА . . . . .</b>	<b>17</b>
1.1. Основные определения . . . . .	17
1.2. Закон неразрывности . . . . .	17
1.3. Уравнение Бернулли . . . . .	18
1.4. Потенциальное течение . . . . .	19
1.5. Физическая интерпретация циркуляции. Циркуляционный поток . . . . .	19
1.6. Геометрические характеристики крыла . . . . .	21
1.7. Теорема Жуковского . . . . .	23
1.8. Физика образования подъемной силы. Практические формулы . . . . .	26
1.9. Индуктивное сопротивление . . . . .	27
1.10. Обтекание тел вязким несжимаемым газом. Пограничный слой . . . . .	29
1.11. Аэродинамические характеристики крыла . . . . .	30
1.12. Почему ограничен рост $c_{ya}$ ? Средства механизации крыла . . . . .	31
1.13. Аэродинамические характеристики самолета. Поляра самолета . . . . .	34
1.14. Центр давления и фокус крыла . . . . .	36
1.15. Сжимаемость воздуха. Волновое сопротивление . . . . .	38
<b>2 ЭЛЕМЕНТЫ ДИНАМИКИ ПОЛЕТА САМОЛЕТА . . . . .</b>	<b>42</b>
2.1. Горизонтальный полет. Кривые потребных и располагаемых тяг . . . . .	42
2.2. Подъем самолета . . . . .	44
2.3. Планирование самолета . . . . .	46
2.4. Выраж . . . . .	47
2.5. Криволинейный полет в вертикальной плоскости . . . . .	49
2.6. Авторотация крыла. Штопор . . . . .	51
2.7. Взлет самолета . . . . .	51
2.8. Посадка самолета . . . . .	52
<b>3. УСТОЙЧИВОСТЬ И УПРАВЛЯЕМОСТЬ САМОЛЕТА . . . . .</b>	<b>55</b>
3.1. Основные понятия и определения . . . . .	55
3.2. Продольная устойчивость . . . . .	56
3.3. Путьевая устойчивость . . . . .	60
3.4. Поперечная устойчивость . . . . .	61
<b>4. СИЛОВАЯ УСТАНОВКА САМОЛЕТА . . . . .</b>	<b>62</b>
4.1. Выбор силовой установки . . . . .	62
4.2. Воздухозаборники . . . . .	67
4.3. Совместимость воздухозаборника и двигателя . . . . .	72
4.4. Система выхлопа . . . . .	74
Библиографический список . . . . .	78
Приложение. Происхождение некоторых авиационных терминов . . . . .	79

*Александр Иванович Данилин*

## ТЕОРИЯ ПОЛЕТА И КОНСТРУКЦИЯ САМОЛЕТА

Редактор Е. Д. Антонова  
Техн. редактор Н. М. Каленюк  
Корректор Н. С. Куприянова

Св. план 1988, поз. 114

Сдано в набор 29.03.88. Подписано в печать 8.06.88 г.  
ЕО 00208. Формат 60×84 1/16. Бумага оберточная.  
Литературная гарнитура. Высокая печать.  
Усл. п. л. 4,9. Уч.-пзд. л. 5,0. Т. 500 экз.  
Заказ 514. Цена 20 коп.

Куйбышевский ордена Трудового Красного Знамени  
авиационный институт им. академика С. П. Королева,  
г. Куйбышев, ул. Молодогвардейская, 151.

---

Тип. ЭОЗ КуАИ, г. Куйбышев, ул. Ульяновская, 18.