

## **СОДЕРЖАНИЕ**

### ***ВВЕДЕНИЕ***

### ***Раздел 1*** ОСНОВЫ АЭРОДИНАМИКИ

*Глава 1.* Основные понятия и законы аэродинамики

*Глава 2.* Аэродинамические силы и аэродинамические характеристики крыла и самолета

*Глава 3.* Основы аэродинамики больших скоростей

### ***Раздел 2.*** ДИНАМИКА ПОЛЕТА

*Глава 4.* Установившееся движение самолета

*Глава 5.* Неустановившееся движение самолета

### ***Раздел 3.*** УСТОЙЧИВОСТЬ И УПРАВЛЯЕМОСТЬ САМОЛЕТА

*Глава 6.* Устойчивость самолета

*Глава 7.* Управляемость самолета

### ***Раздел 4.*** ОСНОВЫ ГИДРОАВИАЦИИ

*Глава 8.* Основные понятия гидроавиации

*Глава 9.* Мореходность гидросамолетов.....

## **ВВЕДЕНИЕ**

### **История развития авиации**

С незапамятных времен люди мечтали научиться летать. Тысячелетия живет миф о бесстрашном Икаре. Но шли столетия, а мечты оставались мечтами. Изобретатели пытались создать крылья, которые подняли бы человека в воздух. Но все эти попытки не имели успеха.

Человек всегда стремился приблизиться к звездам, окупиться в небо. Наблюдая за птицами, мотыльками, он осознавал: чтобы летать, нужны крылья. Еще в XV веке Леонардо да Винчи проектировал летательные аппараты, главным атрибутом которых являлись крылья. После него изобретатели пытались также создать крылья, способные дать возможность человеку взлететь. Конечно, не только крылья предоставляли возможность соприкоснуться с небом, также были изобретены летающие шары, дирижабли, но эра самолетостроения, взявшая за основу крылья, взяла бразды правления в свои руки, отодвинув на второй план эру дирижаблей.

В истории развития многих видов техники различают два периода: период возникновения, становления этой техники и период ее широкого применения.

Первый период развития самолетов характеризуется созданием конструкции, способной поднять человека в воздух и обеспечить надежный его полет.

Повышенный интерес к летательным аппаратам возник во второй половине XIX века, наступило время интенсивного поиска технических решений и реализации замыслов первых изобретателей летательных аппаратов.

В 1882 году самолет, созданный А.Ф. Можайским в натуральную величину, смог оторваться от земли с человеком на борту. Это был первый в мире полет управляемого аппарата, снабженного механической тягой, основанный на аэродинамическом принципе летания. Россия стала родиной первого в мире самолета, имевшего все основные части, которыми представлен современный самолет: фюзеляж, крыло, оперение, шасси, силовая установка и управление. Но из-за громоздкой силовой установки при испытании самолет оторвался от земли, накренился и упал, повредив крыло. До конца своей жизни Можайскому так и не удалось закончить работы по усовершенствованию самолета.

В конце XIX и в начале XX столетия были предприняты многочисленные попытки создания самолета по уже имевшимся техническим данным.

Теоретические основы аэродинамики и теория полета ЛА были разработаны профессором Н.Е. Жуковским.

XX век положил начало созданию ЛА, который был бы легко управляем и устойчив в полете. Начались массовые эксперименты в области разработки ЛА.

В 1903 году братья Райт, велосипедные механики, создали аэроплан, который оторвался от земли.

В 1904 году Альберто Сантос-Дюмон сумел на своем аэроплане сделать несколько подскоков, а в 1906 году пролетел 200 метров.

В 1909 году фирма "Братья Ваузен" по заказу автомобильного гонщика Анри Фармана строит ему несколько аэропланов, где впервые для крена применяются элероны.

В это же время несколько монопланов создает богатый фабрикант Луи Блерио.

В 1911 году русский инженер Гаккель демонстрирует гидросамолет, а в 1912 году появляются аэропланы 23-х летнего конструктора И.И. Сикорского.

Весной 1913 года появляется 4-х тонный "Русский Витязь" Сикорского. В салоне этого аэроплана свободно размещались диван, 4-е стула, столик, умывальник, гардероб. В носовой части фюзеляжа находился открытый балкон. Он совершил 53 удачных полета. После него Сикорский построил 4-х моторный самолет под названием "Илья Муромец", который положил начало развитию тяжелой авиации и использовался в военных действиях.

С 1914 года начался второй период жизни самолетов — период их широкого применения, совершенствования и развития, который продолжается и до сих пор. Этот период с самого начала характеризовался борьбой за улучшение летных характеристик самолета, увеличение скорости полета, грузоподъемности, дальности и продолжительности, улучшение комфортабельности.

В период с 1918 по 1922 год в основном строились усовершенствованные нашими инженерами машины иностранных конструкций, а также самолеты, созданные авиаконструкторами Пороховщиковым и Сикорским.

1922 год является началом создания собственных отечественных самолетов конструкторскими коллективами, возглавляемыми Поликарповым и Туполевым.

Период с 1925 по 1927 год ознаменовался как время создания многопоршневых двигателей внутреннего сгорания. Они имели сравнительно небольшую удельную массу, что позволило увеличить скорость полета самолета со 180 до 280 км/ч.

В середине 30-х годов удалось уменьшить аэродинамическое сопротивление самолетов: появились убирающиеся шасси, конструкция самолета включала в себя все больше надежных и прочных металлических элементов и узлов, к тому же, металлические конструкции оказались дешевле и практичнее деревянных брусков и планок. Полотняную обшивку крыла и фюзеляжа заменили жесткой и прочной фанерой, а иногда обшивка была металлической. Это привело

к очередному скачку летных свойств: скорость полета серийных истребителей возросла до 450 км/ч, а военных до 500-550 км/ч и увеличился потолок самолетов до 11000.. .12000 м.

Первым советским цельнометаллическим самолетом был АНТ-2, сконструированный коллективом под руководством А.Н. Туполева. Самолет был изготовлен

из кольчугалюминия — прочного алюминиевого сплава, разработанного в 1922 году на Кольчугинскоммеднообрабатывающемзаводе. Этот самолет совершил свой первый полет 26 мая 1924 года и открыл эру цельнометаллических отечественных самолетов.

К 1941 году появляются новые типы самолетов: истребители Як, Миг, бомбардировщик Пе-2, штурмовик Ил-2.

В 1942 году создан один из первых ракетных самолетов БИ-1 (конструкторы Березняк и Исаев).

К концу войны максимальные скорости полета истребителей составляли 600...700 км/час, а высота полетов 12000...13500 м.

Созданиетурбокомпрессорных воздушно-реактивных двигателей явилось началом нового этапа развития самолетов и причиной нового мощного скачка максимальной скорости самолетов до 850-1000км/ч.

Создание и дальнейшее совершенствование мощных реактивных двигателей, и успехи в изыскании совершенных аэродинамических форм самолетов позволили к 1953...1956 годам преодолеть трудности сверхзвукового полета, а к 1960...1963 гг. значительно превысить скорость звука.

Многочисленные исследования определили новые аэродинамические формы самолетов, позволявшие им летать со сверхзвуковыми скоростями, а появление мощных турбореактивных двигателей с форсажными камерами обеспечило возможность сверхзвукового

полета самолета со скоростями, в несколько раз превышающими скорость звука.

Развитие самолетостроения способствовало совершенствованию и других видов летательных аппаратов: вертолетов и ракет. Сам самолет приобретает все новые и новые качества, он способен взлетать и садиться вертикально и с водной поверхности (гидросамолеты).

В XXI веке Таганрогский Авиационный Научно-Технический Комплекс им. Г.М. Бериева выпускает главным образом гидросамолеты семейства Бе-200.

Разработка новых самолетов всех назначений не прекращается, при этом большое внимание уделяется эффективности самолета, удешевлению производства, эксплуатации и ремонта и технологии изготовления.

### **Краткая история развития аэродинамики**

Аэродинамика — это наука о законах движения воздуха и силовом взаимодействии между телом и обтекающим его воздухом (в переводе с греческого «аэро» — воздух, «динамис» — сила).

Аэродинамика — теоретическая основа авиации и ракетной техники. Чтобы рассчитать самолет на прочность, исследовать его устойчивость, определить летные свойства, необходимо знать аэродинамические силы и моменты, которые возникают при полете самолета. Только с появлением аэродинамики стало возможным рациональное конструирование самолетов.

В зависимости от метода изучения аэродинамику делят на теоретическую и экспериментальную.

В теоретической аэродинамике для изучения явлений используют средства математики. Сложные явления схематизируются и упрощаются.

Экспериментальная аэродинамика изучает те же явления на основе наблюдении, натуральных экспериментов или моделирования явления в аэродинамических лабораториях.

Оба направления обогащают и дополняют друг друга и служат основой для расчета самолета.

Великому итальянскому ученому и художнику Леонардо да Винчи (1452... 1519гг) принадлежат первые труды о сопротивлении жидкости. Он же впервые задумался о создании подъемной силы, уравновешивающей вес птицы.

Возможность полета летательного аппарата тяжелее воздуха отверг Исаак Ньютон (1642.. .1727 гг), который при определении подъемной силы применил корпускулярную « ударную » теорию сопротивления среды, справедливую только при движении тел в сильно разреженной атмосфере.

Впервые доказал возможность полета машины тяжелее воздуха М.В.Ломоносов (1711... 1765 гг).

Он проводил опыты по конструированию первого в мире вертолета (геликоптера), предназначенного для научных целей.



В протоколе от 1 июля 1754 года имеется следующая запись на латинском языке об испытании этого изобретения: «Высокоуважаемый советник Ломоносов показал машину им изобретенную, именуемую аэродромной («воздухобежной»), которая должна быть употребляема, чтобы с помощью двух вращаемых в различные стороны крыльев (винтов) от часовой пружины отбрасывать воздух вниз, отчего машина будет подниматься вверх, с той целью, чтобы можно было посредством метеорологических приборов, присоединенных к этой аэродромной машине, обследовать условия воздуха вверху».

Основоположниками аэродинамики считают членов Российской Академии наук Леонарда Эйлера (1707 ... 1783 гг) и Даниила Бернулли (1700... 1782гг).

В своем знаменитом труде «Общие принципы движения жидкостей»Л. Эйлер вывел основные дифференциальные уравнения движения идеальной жидкости.

Д. Бернулли вывел одно из важнейших уравнений гидроаэродинамики, дающее простое объяснение образования подъемной силы.

Большую работу над проблемами аэродинамики проделал Д.И.Менделеев (1834...1907гг). По его инициативе в 1880 году в Русском техническом обществе был создан специальный воздухоплавательный отдел.

До конца XIXвека аэродинамика развивалась крайне медленно, т.к. не находила практического применения.

С появлением авиации возникла проблема подъемной силы. Ее решил Н.Е. Жуковский (1847.. .1921 гг), которого В. И. Ленин назвал « отцом русской авиации». Он сумел раскрыть природу образования подъемной силы и создать метод ее определения. В дальнейшем решение этой задачи было продолжено его учеником, впоследствии академиком, С. А. Чаплыгиным (1869... 1942 гг).

Николай Егорович Жуковский — талантливый ученый, пропагандист авиационной науки, замечательный учитель и наставник молодежи. Он создал вихревую теорию крыла и винта, работой

«О парении птиц» заложил основы динамики полета, занимался проблемами устойчивости и управляемости самолета, развивал основы экспериментальной аэродинамики.

С.А. Чаплыгин (академик с 1929 ... с 1921 гг, научный руководитель ЦАГИ, Герой соцтруда с 1941г) опубликовал большое количество работ по теоретической аэродинамике. Задолго до появления скоростных реактивных самолетов он исследовал движение воздуха при больших дозвуковых и сверхзвуковых скоростях и заложил основы новой науки — газовой динамики

Б. Н. Юрьев (1889.. .1957 гг) еще в 1922году опубликовал работы о методах определения скаса потока за крылом и расчета продольной статической устойчивости самолета. Академик АН СССР с 1943 года. Еще в 1912 году Юрьев построил 1й в мире геликоптер. За труды по теории воздушного винта (1943 г)

и по теории и конструированию вертолетов (1946 г) удостоен Государственной премии СССР.

С именем К. Э. Циолковского (1857... 1935 гг) связана история развития ракетной техники. Он обосновал возможность использования ракет для межпланетных сообщений, вывел законы их движения, предложил идею многоступенчатых ракет.

Интересы Циолковского очень разнообразны. Он занимался теорией и конструированием дирижаблей, рассчитывал самолет — моноплан, построил первую в России аэродинамическую трубу.

Большой вклад в развитие аэродинамики был сделан зарубежными исследователями Отто Лилиенталем, Л. Прандтлем, Г. Глауэром, О. Рейнольдсом и др.

История развития аэродинамики насчитывает чуть более ста лет, но за эти годы наука накопила так много знаний, что современная аэродинамика подразделяется на несколько самостоятельных частей в зависимости от теоретической схемы воздуха.

1. Гидроаэродинамика.
2. Газовая динамика.
3. Супераэродинамика.
4. Гипераэродинамика.
5. Магнитоаэродинамика.

*Гидроаэродинамика* изучает законы движения газов на небольших дозвуковых скоростях, на которых воздух ведет себя как жидкость.

*Газовая динамика* — это наука, изучающая законы движения воздуха на околосзвуковых скоростях, на которых проявляется сжимаемость воздуха.

*Супераэродинамика* изучает движение воздуха на больших высотах, где воздух очень разрежен.

*Гипераэродинамика* изучает движение воздуха на скоростях, в 5 и более раз превышающих скорость звука.

*Магнитоаэродинамика* изучает движение воздуха на очень больших гиперзвуковых скоростях, на которых происходит ионизация и диссоциация молекул воздуха и воздух становится плазмой.

Характеризуя кратко новое поколение отечественных ученых—аэродинамиков, следует отметить, что были проведены серьезные исследования по теории крыла, теории неустановившегося движения, теории пограничного слоя, по вихревым сопротивлениям, по вопросам сверхзвуковых скоростей и т. д.

Теория крыла — академики Келдыш и Лаврентьев, профессора Нужин и Тумашев, ученые Красильщиков, Струминский, Серебрянский.

Неустановившееся движение — академики Келдыш, Кочин, член —корреспондент АН СССР Седов.

Теория пограничного слоя — ученые Лойцянский, Дороницын.

Теория вихрей — профессор Космодемьяновский.

Сверхзвуковые скорости — Красильщиков, Галин, Христианович.

Наряду с этим аэродинамика широко используется и во многих других областях техники: в теплотехнике, приборостроении, артиллерии и т.д.

## **РАЗДЕЛ 1. ОСНОВЫ АЭРОДИНАМИКИ**

### **Глава 1. Основные понятия и законы аэродинамики**

*Атмосфера*— это газообразная оболочка, окружающая Землю и вращающаяся вместе с ней. Исследование состояния атмосферы представляет большой интерес для авиации, т.к. от состояния атмосферы зависят летно-технические характеристики самолетов.

До высоты 100 км состав атмосферы не меняется, так как разделению газов препятствует непрерывное турбулентное движение воздуха. Этот слой называется гомосферой (однородный). Непостоянным является только содержание углекислого газа, водяного пара и пыли. Содержание углекислого газа в нижних слоях атмосферы постоянно увеличивается за счет сжигания топлива и жизнедеятельности фауны. Пыль поступает в атмосферу и с поверхности земли (заводы, степи, пустыни, вулканы) и из космоса.

Космическая пыль образуется главным образом при сгорании метеоров. Ежедневно на Земле выпадает 1000 т космической пыли.

Выше 100 км расположена гетеросфера (неоднородный слой). Здесь под действием ультрафиолетовой радиации Солнца молекулы газа расщепляются на атомы. Состав воздуха по высоте значительно изменяется.

Давление и плотность воздуха с высотой быстро уменьшаются.

Атмосфера имеет слоистое строение. По решению Международного геодезического и географического союза, принятого в 1951 году, атмосфера по характеру изменения температуры с высотой и другим физическим свойствам подразделяется на 5 слоев:

- 1) Тропосфера
- 2) Стратосфера
- 3) Мезосфера
- 4) Термосфера
- 5) Экзосфера

*Тропосфера* (от греч. *tropos* – поворот, изменение) – слой атмосферы, непосредственно прилегающий к Земле. Ее высота колеблется в пределах от 7 км над полюсами до 16...18 км над экватором. Средняя высота этого слоя составляет 11 км. В тропосфере сосредоточено около 80% всей массы воздуха атмосферы. В этом слое температура понижается на  $6.5^{\circ}\text{C}$  на каждые 1000 м.

Её называют "фабрикой погоды", т.к. только в этом слое наблюдаются метеорологические явления. Серьезную опасность для полетов самолета представляют такие атмосферные явления, как облачность, осадки, грозы, обледенение, порывистые ветры, пыльные бури. Они могут вызвать «болтанку», опасные вибрации самолета, нарушить его устойчивость и управляемость.

*Стратосфера* (от лат. *stratum* — слой) простирается до высоты 50...55 км. В стратосфере сосредоточено около 20% массы воздуха атмосферы. До  $H=25\text{ км}$  температура остаётся постоянной  $t = -56.5^{\circ}\text{C}$ , а затем

повышается на 1-2° С на каждый км. Повышение температуры объясняется активным образованием озона (O<sub>3</sub>) под влиянием ультрафиолетовой радиации Солнца. В стратосфере нет облачности, осадков и отсутствует опасность обледенения. Струйные течения шириной в сотни километров, имеющие скорость  $150 \dots 500 \frac{\text{км}}{\text{час}}$ , наблюдаются только в нижних слоях. В верхних слоях иногда образуются перламутровые облака.

*Мезосфера* (от греч. mesos) средний, промежуточный) расположена над стратосферой и простирается до высоты 80 км. Температура в этом слое уменьшается в среднем на 3° через каждый километр. На верхней границе она становится равной -75° С. В мезосфере наблюдаются красивые серебристые облака, состоящие из ледяных кристаллов.

*Термосфера* (от греч. terme – теплота, жар) – слой атмосферы от 80 до 800 км. Температура здесь повышается с высотой примерно на 10° С на каждый километр: на высоте 150 км = 220...240° С, на высоте 200 км  $t > 500^\circ \text{С}$ . Но так как плотность воздуха на этих высотах очень мала, то высокие температуры не вызывают нагревания находящегося там тела. Излучение Солнца вызывает ионизацию и диссоциацию молекул воздуха в нижнем слое термосферы, поэтому этот нижний слой называют ионосферой. В ионосфере происходят полярные сияния.

*Экзосфера* (от греч. *exo* – вне, наружу) – сфера рассеивания, переходящая в межпланетное пространство. Она мало изучена, верхняя ее граница точно не установлена. Условно за верхнюю границу приняты высоты 2000... 3000 км, где плотность воздуха в  $16 \cdot 10^{17}$  раз меньше, чем у Земли. Температура здесь возрастает до  $2000^{\circ}\text{C}$ .

Атмосфера плавно переходит в космическое пространство.

Между слоями в атмосфере существуют переходные слои в 2-3 км, называемые паузами (тропопауза, стратопауза и так далее).

Наибольший интерес для авиации представляют тропосфера и стратосфера.

### *Международная стандартная атмосфера*

Значения давления, температуры и плотности, характеризующие состояние атмосферы, изменяются в зависимости от времени и координат в широких пределах, что затрудняет аэродинамические расчеты летно-технических характеристик самолета.

Чтобы производить расчёты при проектировании самолёта и сравнивать результаты испытаний самолётов, проводимых в разных погодных условиях, создана условная воздушная среда, названная международной стандартной атмосферой (МСА), состояние которой соответствует среднегодовым значениям параметров воздуха для средних широт.



МСА имеет вид таблиц, в которых для каждой высоты задаются основные параметры воздуха.

В качестве начальных условий для стандартной атмосферы приняты параметры воздуха, соответствующие условиям на уровне моря:

$$p_0 = 101325 \text{ Па} = 760 \text{ мм рт ст};$$

$$T_0 = 288 \text{ К} = 15^\circ \text{ С}.$$

### ***Воздух, его основные параметры***

Воздух — это механическая смесь газов. Сухой, очищенный от пыли воздух вблизи земной поверхности по объему состоит из: азота— 78,09%, кислород а— 20,95 %, 0,93% аргона, 0,03% — углекислого газа. Количество остальных газов (водорода, неона, гелия, криптона, ксенона, радона, закиси азота, йода, озона, метана) ничтожно мало.

К основным параметрам воздуха относятся:

1)  $P$ — давление;

2)  $t, T$ — температура;

3)  $\rho$  - плотность.

*Давление*— это сила, с которой действует воздух на единицу площади поверхности перпендикулярно этой поверхности. Обозначается буквой  $P$ , единица измерения  $1 \text{ Па} = 1 \text{ Н/м}^2$ .

Атмосферное давление принято измерять в физических атмосферах:

$$1 \text{ атм} = 760 \text{ мм.рт.ст} = 101325 \text{ Па}$$

В технике пользуются понятием технической атмосферы:

$$1 \text{ т. а.} = 1 \text{ кг/см}^2 = 735 \text{ мм.рт.ст} = 98000 \text{ Па}$$

*Температура*— это степень нагретости тела. Она характеризует скорость хаотического движения молекул.

Существует две международные шкалы температур:

1. Международная практическая шкала температур или шкала Цельсия (МПТШ- 1968).
2. Термодинамическая шкала температур или шкала Кельвина.

В шкале Цельсия температура обозначается. Единица измерения  $1^\circ \text{C}$

В термодинамической шкале температура обозначается  $T$  и называется термодинамической температурой. Единицей измерения является кельвин (К).

По размерности  $1^\circ \text{C} = 1 \text{ К}$ .

За ноль по Цельсию принимается температура таяния льда, за  $100^\circ$  — температура кипения воды.

За ноль по Кельвину принимается температура, при которой прекращается тепловое движение молекул (температура вакуума).

Между этими температурами существует следующая зависимость:

$$T = t + 273.$$

## Плотность

Существуют понятия весовой ( $\gamma$ ) и массовой ( $\rho$ ) плотности.

*Весовая плотность (удельный вес воздуха)*—вес воздуха в единице объёма

$$\gamma = \frac{G}{V}$$

*Массовая плотность*—масса воздуха в единице объёма

$$\rho = \frac{m}{V}$$

Зависимость между весовой и массовой плотностью такая же, как между весом и массой:

$$\gamma = \rho g ,$$

где  $g=9,81\text{ м/сек}^2$  —ускорение свободного падения.

Параметры воздуха связаны между собой уравнением состояния газа:

$$P = \rho RT ,$$

где  $R$ —универсальная газовая постоянная.

## Физические свойства воздуха

К основным физическим свойствам воздуха относят:

1. вязкость;
2. сжимаемость;
3. теплоёмкость.

*Вязкость*— это способность жидкости и газа оказывать сопротивление относительному смещению их слоев. Причиной вязкости являются силы внутреннего трения.

Вязкость воздуха проявляется только внутри пограничного слоя, который возникает вокруг любого тела, движущегося в воздухе или обтекаемого воздухом.

*Сжимаемость* — это способность воздуха изменять объём и плотность при изменении давления и температуры.

Силы сцепления между молекулами воздуха невелики, а расстояния между ними значительны и легко изменяются при изменении давления или температуры, что и вызывает изменение объема и плотности.

Жидкости практически не сжимаются и под действием внешних сил могут изменять только форму, но не объём.

*Теплоёмкость*— это способность воздуха поглощать тепло при нагревании и отдавать его при охлаждении.

Характеристикой этого свойства является удельная теплоёмкость. *Удельная теплоёмкость*— это количество тепла, необходимое для нагрева 1кг воздуха на 1К. Она зависит от химического состава, состояния воздуха и процесса сообщения ему тепла. Если 1кг воздуха нагревать при постоянном объёме, то удельная теплоёмкость обозначается  $C_v$ , а если при постоянном давлении, то  $\dot{N}_p$ .

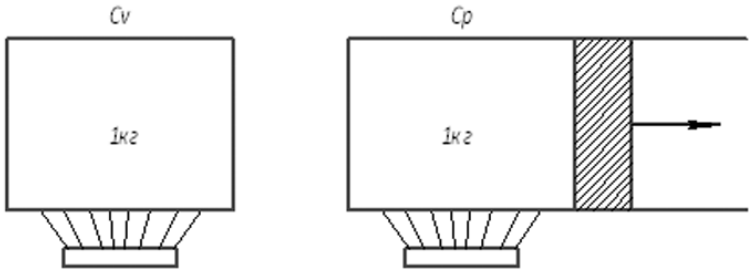


Рис. 1.1 Условия нагревания воздуха

$\dot{N}_p > C_v$ , т.к. при  $P = \text{const}$  теплота затрачивается не только на нагревание газа, но и на совершение механической работы по перемещению поршня.

Количество тепла, затрачиваемое на перемещение поршня, численно равно разности  $(C_p - C_v)$  и называется *универсальной газовой постоянной R*.

$$R = C_p - C_v,$$

т.е., газовая постоянная  $R$  представляет собой работу расширения  $1 \text{ кг}$  воздуха при нагревании его на  $1 \text{ К}$ .

Единицей измерения удельной теплоемкости является  $\frac{\text{Дж}}{\text{кгК}}$ ;

Отношение  $C_p$  к  $C_v$  называется коэффициентом адиабаты

$$K = \frac{C_p}{C_v}.$$

Для воздуха

$$R = 287,14 \text{ Дж/кг} \cdot \text{К}; K = 1,41.$$

## Основные части самолёта и их назначение



К основным частям самолёта относятся:

- крыло;
- фюзеляж;
- оперение;
- шасси;
- силовая установка;
- система управления.

*Крыло(1)* предназначено для создания подъёмной силы  $Y$  и обеспечения поперечной устойчивости, а элероны, расположенные на концах крыла в хвостовой

его части, обеспечивают поперечную управляемость самолёта.

На крыле располагается механизация (закрылки, щитки, предкрылки), улучшающая взлётно-посадочные характеристики. В крыле может размещаться топливо, к крылу могут крепиться шасси, двигатели, подвесные топливные баки, вооружение.

*Фюзеляж* (2) предназначен для размещения в нём экипажа, пассажиров, грузов, он является основной силовой частью самолёта, т.к. к нему крепятся все остальные части самолета.

*Оперение* подразделяется на горизонтальное: стабилизатор (3) и руль высоты (4), и вертикальное: (киль (5) и руль направления (6)).

*Горизонтальное оперение (Г.О)* обеспечивает продольную устойчивость (*стабилизатор*) и управляемость (*руль высоты*).

*Вертикальное оперение (В.О)* обеспечивает поперечную устойчивость (*киль*) и управляемость (*руль направления*).

*Шасси*(7)– это система опор самолета, предназначенная для устойчивого передвижения самолёта по земле, стоянки, взлета и посадки. Для уменьшения сопротивления на современных самолетах шасси в полете убирается.

*Силовая установка*(8) включает в себя двигатели, топливную и маслянную системы и предназначена для создания в полёте тяги, необходимой для перемещения самолета.

*Система управления* подразделяется на основную и вспомогательную.

*Основная система управления* предназначена для управления движением самолёта, а *вспомогательная*—для управления отдельными частями и агрегатами.

В основную систему управления входят: ручка управления (штурвал с колонкой на тяжёлых самолётах) и педали, а также проводка управления, которая соединяет рули с рычагами управления.

Система управления самолетом выполнена таким образом, чтобы воздействия на командные рычаги соответствовали естественным рефлексам пилота.

При отклонении ручки управления (штурвальной колонки) вперед («от себя») руль высоты отклоняется вниз и нос самолета опускается вниз. При движении ручки «на себя» руль высоты отклоняется вверх и самолет поднимает нос вверх.

Отклонение руля направления обеспечивается нажатием педалей. Если пилот нажимает на правую педаль, то руль направления отклоняется вправо, и самолет поворачивается вправо и наоборот.



## Принципы полёта тел

Любой полет основан на преодолении силы тяжести  $G=mg$ . Сила, преодолевающая силу тяжести, называется подъемной силой  $Y$ .

Принцип полета определяется тем, каким образом и за счет чего создается подъемная сила.

Известны следующие принципы создания подъемной силы:

1. баллистический;
2. аэродинамический;
3. ракетно-динамический (реактивный);
4. аэростатический.

*Баллистический*— это полёт свободно брошенного тела, происходящий под действием силы тяжести. Подъемная сила определяется силой инерции летящего тела. Для совершения полёта по баллистическому принципу тело должно обладать начальным запасом высоты или скорости, поэтому баллистический полет называют также пассивным.

*Аэродинамический* принцип полёта основан на третьем законе Ньютона. Пластина, помещённая под каким-то углом в воздушный поток, надавливает на поток и испытывает ответное давление со стороны потока.

Движущаяся в воздухе пластина, отбрасывая массы воздуха вниз, сама будет испытывать со стороны по-

тока действие, направленное вверх — подъемную силу  $Y$ .

Условием образования аэродинамической подъемной силы является наличие относительного перемещения тела и воздуха и несимметричность обтекания.



Рис. 1.2. Классификация летательных аппаратов по принципу полета

*Реактивный* принцип полёта также основан на третьем законе Ньютона, но взаимодействие летательного аппарата с окружающим его воздухом не является обязательным для него условием.

Сущность реактивного принципа заключается в том, что необходимая для полёта подъемная сила соз-

даётся в результате сгорания топлива, при котором образуются газы, обладающие большой энергией. Эти газы, вытекая с большой скоростью из сопла двигателя наружу, создают реактивную силу противоположного направления.

*Аэростатический* принцип полёта основан на законе Архимеда, по которому на тело, находящееся в газовой среде, действует подъёмная сила, равная весу вытесненного им газа. По такому принципу летают дирижабли, аэростаты, воздушные шары.

В соответствии с реализуемым принципом полета можно произвести классификацию летательных аппаратов (рис. 1.2)

## **Основные законы движения жидкостей и газов**

### ***Основные понятия и принципы аэродинамики***

Реальные явления природы недоступны для теоретического анализа, поэтому их упрощают, изобразив воздух в виде схем (схематически).

Поток — это воздушная или жидкая среда, совершающая движение в определённом направлении относительно рассматриваемого тела.

Такое определение воздушного потока предполагает, что относительное движение воздуха и тела рассматривается независимо от того, движется ли воздух относительно неподвижного тела или тело движется относительно неподвижного воздуха.

Летающий с некоторой скоростью самолет испытывает со стороны воздуха силовое воздействие. Если самолет остановить и заставить воздушный поток двигаться относительно самолета с той же скоростью, то картина обтекания и силовое взаимодействие самолета с воздухом остались бы практически неизменными. В аэродинамике это утверждение называется принципом обращения движения и формулируется так: принцип обращения движения вытекает из теории относительности и заключается в том, что на тело, обтекаемое движущимся воздухом, и на тело, движущееся в неподвижном воздухе, при прочих равных условиях будут действовать одинаковые аэродинамические силы.

Вторым принципом аэродинамики является принцип сплошности среды, который заключается в том, что воздух рассматривается как сплошная однородная масса с непрерывным распределением в пространстве, т.е. не учитывается молекулярное строение воздуха.

Потоки бывают:

1. установившимися;
2. неустановившимися.

Если в данной точке пространства, занимаемого потоком, скорость и параметры, характеризующие поток, с течением времени не меняются, то такой поток называется установившимся.

При выведении уравнений аэродинамики будем считать движение потока установившимся, хотя в реальной жизни это не так.

*Линия тока*— это линия, касательные к которой в каждой точке совпадают по направлению с вектором скорости в этой точке.

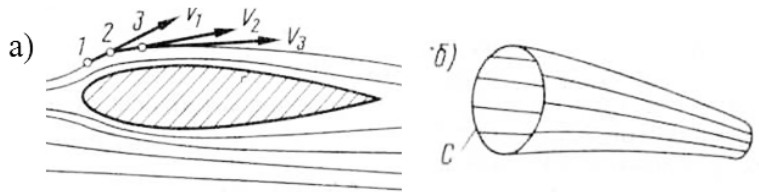


Рис. 1.3. Линия тока (а) и трубка тока (б)

*Струйкой* называется часть потока, ограниченная поверхностью, состоящей из линий тока, проходящих через некоторый малый замкнутый контур  $C$  (рис. 1.3, б).

Если в потоке выделить произвольный замкнутый контур  $C$ , то через точки, лежащие на нем, можно провести бесконечное множество линий тока. Поверхность, образованная этими линиями тока называется трубкой тока, а жидкость или газ, протекающий внутри трубки тока, и есть струйка.

Поток удобно представить движущимися струйками тока.

Струйка обладает следующими свойствами:

- через боковую поверхность струйкирасход жидкости или газа невозможен, так как векторы скорости касательны к ее поверхности;

- струйка сохраняет свою форму и размеры во времени;
- скорости потока в любой точке сечения струйки, перпендикулярного направлению течения, равны.

### **Уравнение неразрывности струйки для сжимаемого и несжимаемого газа**

Это уравнение было впервые опубликовано Леонардом Эйлером в 1756г и представляет собой приложение закона о сохранении материи к элементарной струйке.

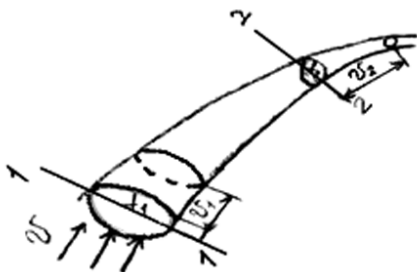


Рис. 1.4. К выводу уравнения неразрывности струйки

Рассмотрим два сечения струйки с поперечными сечениями  $f_1$  и  $f_2$ .

Согласно закону сохранения материи за единицу времени через эти сечения должна пройти одна и та же масса газа, т.е.  $m_1 = m_2$ .

Массу газа можно определить по формуле

$$m = \rho \cdot V \cdot f$$

где  $Vf$  = объем массы газа, протекающего за 1 сек. через любое поперечное сечение струйки (см. рис 1.4.).

Следовательно,  $\rho_1 V_1 f_1 = \rho_2 V_2 f_2$ , или

$$\rho \cdot V \cdot f = \text{const}$$

Уравнение неразрывности струйки для сжимаемого газа читается так:

*секундный массовый расход газа вдоль струйки — величина постоянная.*

Для несжимаемого газа  $\rho = \text{const}$ , и уравнение принимает вид:

$$V_1 f_1 = V_2 f_2,$$

$$f \cdot V = \text{const}.$$

Это уравнение читается так:

*объемный расход жидкости через любое поперечное сечение струйки — величина постоянная.*

Следствие: уравнение устанавливает обратную зависимость между скоростью потока и площадью его поперечного сечения.

Следовательно, чтобы увеличить скорость потока, следует уменьшить его поперечное сечение.

### ***Уравнение Бернулли для несжимаемого газа***

Это уравнение было опубликовано Даниилом Бернулли в 1738г. Оно представляет собой приложение закона о сохранении энергии к элементарной струйке.

Рассмотрим полную энергию секундного массового расхода газа (1.5)

$$E = E_{\text{КИН}} + E_{\text{ПОТ}},$$

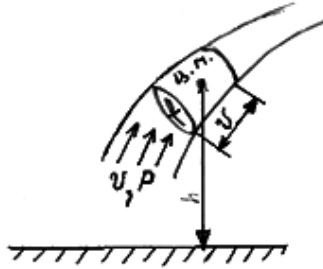


Рис. 1.5. К выводу уравнения Бернулли для несжимаемого газа

$$E_{\text{ПОТ}} = E_G + E_P + E_{\text{ВН}},$$

где  $E_G$  — энергия положения, зависящая от высоты  $h$ ;

$E_P$  — энергия давления;

$E_{\text{ВН}}$  — внутренняя энергия газа.

$$E_G = mgh,$$

Для задач аэродинамики  $E_G = \text{const}$ , т. к. струйки, обтекающие самолёт в полете, находятся на одном энергетическом уровне ( $h = \text{const}$ ).

Энергия давления равна произведению работы силы давления  $P \cdot f$ , выполненной за 1 сек массой газа  $m$  (см. рис.1.5)

$$E_P = PfV.$$

Внутренняя энергия меняется при изменении температуры газа: у несжимаемого газа во всех сечениях



струи плотности  $\rho = \text{const}$ , следовательно, и температура  $T = \text{const}$ , т.е.

$$E_{\text{вн}} = \text{const}.$$

Кинетическая энергия секундного массового расхода  $m$  определится по формуле:

$$E_{\text{кин}} = \frac{mV^2}{2};$$

Просуммируем все виды энергии:

$$E_G + E_P + E_{\text{вн}} + E_{\text{кин}} = \text{const}$$

$$\text{const} + PfV + \text{const} + \frac{mV^2}{2} = \text{const},$$

$$PfV + \frac{mV^2}{2} = \text{const}.$$

Для несжимаемого газа согласно уравнению неразрывности струйки  $fV = \text{const}$ . Разделим все части уравнения на эту константу:

$$\frac{PfV}{fV} + \frac{mV^2}{2fV} = \frac{\text{const}}{fV};$$

т.к.  $\frac{m}{fV} = \rho$ , (масса газа, деленная на его объем),

то уравнение принимает вид:

$$P + \frac{\rho V^2}{2} = \text{const}.$$

где  $P$  — статическое давление;

$\frac{\rho V^2}{2}$  — скоростной напор (динамическое давление).

Читается уравнение так:

*сумма статического и динамического давления вдоль струйки — величина постоянная.*

Уравнение устанавливает обратную зависимость между скоростью потока и давлением в нём.

Следствие: чем больше скорость потока, тем меньше давление в нём.

Физический смысл членов уравнения.

$P$ —потенциальная энергия давления единицы объёма газа.

$\frac{\rho V^2}{2}$ —кинетическая энергия единицы объёма газа.

### ***Уравнение Бернулли для сжимаемого газа***

Рассмотрим полную энергию секундного массового расхода газа.

$$E = E_{\text{кин}} + E_{\text{пот}} = E_G + E_P + E_{\text{вн}} + E_{\text{кин}},$$

$$E_{\text{кин}} = \frac{mV^2}{2}; E_G = \text{const}; E_P = P \cdot f \cdot V$$

Для сжимаемого газа плотность в разных сечениях струйки будет разной, следовательно, будет разной и температура согласно уравнению состояния газа ( $P = \rho RT$ ). Поэтому по сравнению с несжимаемым газом для сжимаемого газа необходимо учитывать изменение внутренней энергии вдоль струйки, т.к. внутренняя энергия является функцией температуры.

Из термодинамики известно, что внутренняя энергия 1 кг газа при нагревании его до температуры  $T$  определяется по формуле:

$$U = C_v \cdot T,$$

Тогда  $E_{\text{вн}}$  массы газа равна:

$$E_{\text{вн}} = U \cdot m = C_v T \cdot m;$$

Из уравнения состояния газа ( $P = \rho RT$ )

$$T = \frac{P}{\rho R},$$

$$E_{\text{вн}} = C_v \frac{P}{\rho R} \cdot m = \frac{C_v}{R} \cdot \frac{P}{\rho} \cdot m = \frac{C_v}{C_p - C_v} \cdot \frac{P}{\rho} \cdot m =$$

$$\frac{C_v}{C_p - C_v} \cdot \frac{P}{\rho} \cdot m = \frac{1}{K - 1} \cdot \frac{P}{\rho} \cdot m;$$

Подставим в уравнение постоянства энергии формулы для определения всех видов энергии:

$$E_{\text{кин}} + E_G + E_p + E_{\text{дв}} = \text{const};$$

$$\frac{mV^2}{2} + \text{const} + PfV + \frac{1}{k-1} \cdot \frac{P}{\rho} \cdot m = \text{const},$$

$$\frac{mV^2}{2} + P \cdot f \cdot V + \frac{1}{K-1} \cdot \frac{P}{\rho} \cdot m = \text{const};$$

Разделим все части уравнения на  $m$ :

$$\frac{V^2}{2} + \frac{P}{\rho} + \frac{1}{k-1} \cdot \frac{P}{\rho} = \text{const},$$

$$\frac{V^2}{2} + \left(1 + \frac{1}{k-1}\right) \cdot \frac{P}{\rho} = const;$$

$$\frac{V^2}{2} + \frac{k}{k-1} \cdot \frac{P}{\rho} = const$$

Уравнение Бернулли для сжимаемого газа формулируется так:

*полная энергия единицы массы газа величина постоянная.*

Преобразуем это уравнение в температурную форму, воспользовавшись уравнением состояния газа:

$$P = RT\rho, \text{откуда } \frac{P}{\rho} = TR.$$

После подстановки уравнение примет вид:

$$\frac{V^2}{2} + \frac{k}{k-1} \cdot T \cdot R = const;$$

т.к. для воздуха  $k=1.41, R=287,14 \frac{\text{Дж}}{\text{кг} \cdot \text{К}}$ , то применительно к воздуху уравнение принимает вид :

$$V^2 + 2000T = const.$$

*Следствие: Чем больше скорость потока, тем меньше температура в этом потоке.*

### ***Параметры торможения***

При обтекании тела воздухом струйки деформируются, в результате чего и скорость и давление каждой

точке на поверхности тела будет отличаться от скорости и давления невозмущенного потока.

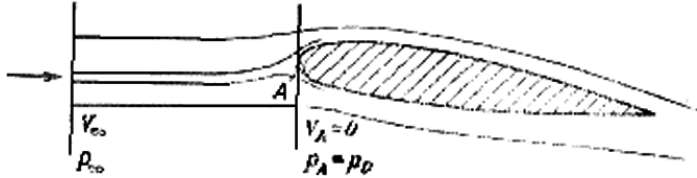


Рис. 1.6. Параметры торможения потока

В точке А (рис. 1.6), называемой критической точкой, скорость потока становится равной нулю, а параметры воздуха (давление, температура и плотность) будут максимальными. Они называются *параметрами торможения*.

Выведем формулы для определения параметров торможения. Для этого запишем уравнение Бернулли для двух сечений струйки:

$$V_\infty^2 + 2000T_\infty = 2000T_0,$$

$$T_0 = T_\infty + \frac{V_\infty^2}{2000},$$

Где  $\frac{V_\infty^2}{2000}$  — динамическая добавка температуры

Выразим эту формулу через число М полета:

$$M = \frac{V_\infty}{a},$$

где  $a = 20\sqrt{T}$  — скорость звука,  $V_\infty$  — скорость набегающего потока.

$$T_0 = T_\infty + \frac{M_\infty^2 400T_\infty}{2000}; \quad T_0 = T_\infty \left(1 + \frac{M_\infty^2}{5}\right)$$

Из термодинамики известны следующие соотношения между параметрами воздуха:

$$\frac{P_0}{P_\infty} = \left(\frac{T_0}{T_\infty}\right)^{\frac{K}{K-1}} \quad P_0 = P_\infty \left(1 + \frac{M_\infty^2}{5}\right)^{\frac{K}{K-1}}$$
$$\frac{\rho_0}{\rho_\infty} = \left(\frac{P_0}{P_\infty}\right)^{\frac{1}{K}} \quad \rho_0 = \rho_\infty \left(1 + \frac{M_\infty^2}{5}\right)^{\frac{1}{K-1}}$$

Для воздуха коэффициент адиабаты  $K=1,41$  и формулы для определения параметров торможения приобретают следующий вид:

$$T_0 = T_\infty \left(1 + \frac{M_\infty^2}{5}\right)$$

$$P_0 = P_\infty \left(1 + \frac{M_\infty^2}{5}\right)^{3,5}$$

$$\rho_0 = \rho_\infty \left(1 + \frac{M_\infty^2}{5}\right)^{2,5}$$

## **Взаимодействие внешней среды с обтекаемым телом**

### ***Системы координат, применяемые в аэродинамике***

Для изучения аэродинамических сил и решения задач аэродинамическому расчёту самолёта применяется *скоростная система координат (поточная)*

В скоростной системе координат главной является ось  $OX_a$ , которая направлена по вектору скорости полёта (скоростная ось). Ось  $OY_a$  перпендикулярна оси  $OX_a$  и лежит в плоскости симметрии самолёта. Ось  $OZ_a$  перпендикулярна плоскости  $X_aOY_a$  и направлена в сторону правого крыла.

Ось  $OY_a$  называется осью подъёмной силы.

Ось  $OZ_a$  — боковая ось.

При изучении характеристик устойчивости и управляемости самолёта и для расчёта самолёта на прочность применяется *связанная система координат*. Начало координат располагается в центре масс самолёта, а оси жёстко соединены с самолётом и являются его главными осями инерции.

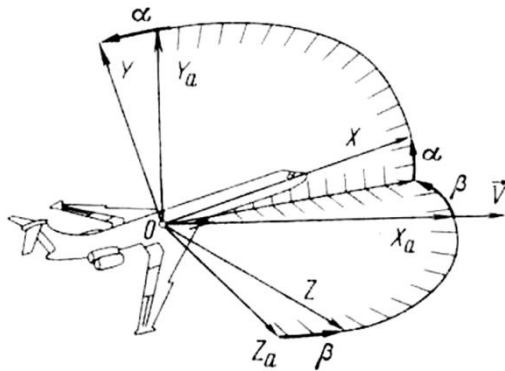


Рис.1.7. Скоростная и связанная системы координат

Ось  $OX$  направлена вдоль продольной оси самолёта к его носу и называется продольной осью. Ось  $OY$  перпендикулярна  $OX$  и лежит в плоскости симметрии самолёта. Она называется нормальной осью. Ось  $OZ$ , перпендикулярная плоскости  $XOY$  и направленная в сторону правого крыла, называется поперечной осью.

*Земная система координат* применяется при изучении движения самолёта относительно Земли. Начало координат берётся в произвольной точке на поверхности Земли.

Ось  $OY_g$  направлена по направлению ускорения свободного падения, а оси  $OX_g$  и  $OZ_g$  направлены произвольно, но так, чтобы они составляли правую прямоугольную систему координат.

Положение самолёта в потоке воздуха определяется углами скольжения и атаки.

*Углом скольжения*  $\beta$  называется угол между направлением потока и плоскостью симметрии самолёта.

*Углом атаки*  $\alpha$  называется угол между продольной осью самолёта и проекцией вектора скорости потока на плоскость симметрии самолёта.

Положение самолёта в пространстве характеризуется углами рысканья, тангажа, крена.

*Углом рысканья*  $\psi$  называется угол между проекцией траектории (осью  $OX_g$  в земной системе координат) и проекцией продольной оси самолёта  $OX$  на горизонтальную плоскость.

*Углом тангажа*  $\nu$  называется угол между продольной осью самолёта и горизонтом.



Углом крена  $\gamma$  называется угол между вертикальной плоскостью, проходящей через продольную ось самолёта, и нормальной плоскостью самолёта ( $XOY$ ).

Силы и моменты, возникающие при полёте самолёта в скоростной системе координат имеют следующие названия:

$X_a$  — сила лобового сопротивления;

$Y_a$  — подъёмная сила;

$Z_a$  — боковая сила;

$Mx_a$  — момент крена;

$My_a$  — момент рысканья (путевой момент);

$Mz_a$  — момент тангажа (продольный момент) пикирующий и кабрирующий.

### **Аэродинамические спектры**

Аэродинамическим спектром называется видимая глазу картина обтекания тела потоком воздуха.

Для получения аэродинамического спектра существуют следующие методы:

- 1) введение в поток видимых частиц дыма.
- 2) метод «шелковинок»;
- 3) метод вязких покрытий;
- 4) оптический метод.

Первый метод получения спектра осуществляется в специальных дымовых каналах. Дымовой спектр позволяет исследовать ламинарные и турбулентные течения, отрыв пограничного слоя, управление пограничным слоем.

Метод «шелковинок» позволяет увидеть нарушение плавности обтекания. При безотрывном режиме течения шелковинок, прикрепленные одним концом к обтекаемой поверхности, ориентированы в отношении потока. При срыве потока они колеблются и меняют направление.

На вязком покрытии обтекаемого тела при длительной продувке его в аэродинамической трубе прочерчиваются линии тока, выявляющие картину обтекания.

Оптический метод позволяет исследовать изменение плотности воздуха при больших скоростях полета. При изменении плотности воздуха плоскопараллельный пучок света отклоняется, образуя на экране светлые или темные полосы.

Спектры обтекания бывают следующими:

- а) плавные;
- б) вихревые;
- в) симметричные;
- г) несимметричные.

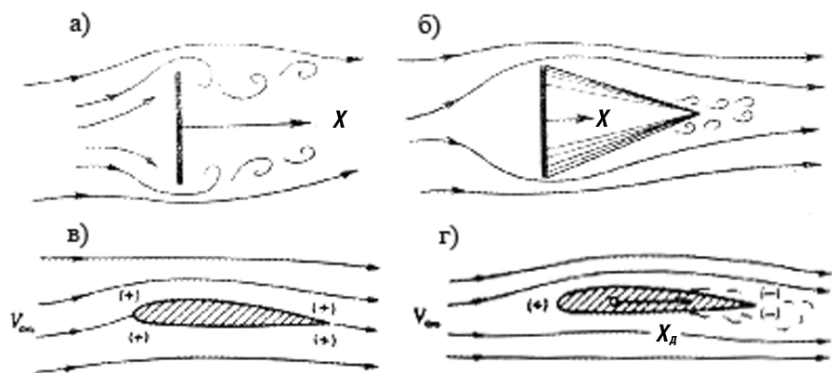


Рис. 1.8. Спектры обтекания

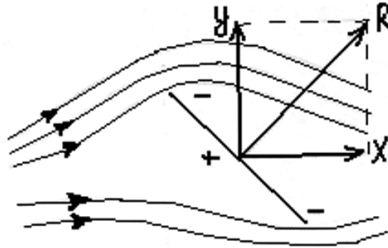


Рис. 1.9. Несимметричный спектр

Наличие повышенного давления перед телом и разрежения за ним приводит к возникновению воздушного сопротивления, которое называется *сопротивлением давления*.

Чем больше возмущение потока, тем больше сопротивление давления испытывает тело. Минимальное сопротивление давления имеют тела с плавным спектром обтекания.

Тела неплавной формы, вызывающие интенсивный изгиб линий тока и мощное вихреобразование за телом, называется *неудобообтекаемыми*.

Тела с плавным спектром обтекания называется *удобообтекаемыми*. Спектры обтекания зависят от: формы и размеров тела, ориентации тела относительно потока воздуха, скорости набегающего потока.

Чем больше возмущение потока, тем больше сопротивление давления испытывает тело. Минимальное сопротивление давления имеют тела с плавным спектром обтекания.

При симметричном обтекании тела воздухом возникает только одна аэродинамическая сила — сила лобового сопротивления  $X_a$ .

При несимметричном обтекании возникает *полная аэродинамическая сила*  $R_A$ , которую можно разложить на две составляющие по осям координат: *лобовое сопротивление*  $X_a$  и *подъёмную силу*  $Y_a$ .

Таким образом, подъёмная сила может возникнуть только при несимметричном обтекании тела.

Аэродинамический спектр дает возможность понять физическую сущность явления обтекания

Исследования аэродинамических спектров дает возможность выбрать наиболее удобообтекаемые формы, определить дефекты в той или иной части ЛА, определить характер взаимодействия близко расположенных частей и многое другое.

### ***Пограничный слой***

Аэродинамический спектр любого тела можно разделить на несколько частей, в каждой из которых обтекание будет происходить по-разному.

На большом расстоянии от тела поток не деформирован, струйки текут прямолинейно с одинаковой скоростью. Такой поток называется *невозмущенным*.

Вблизи тела струйки изменяют свое направление и площадь поперечного сечения. От этого изменяются скорости воздуха в струйках. Поток, струйки которого деформированы присутствующим в нем телом, называется *возмущенным*.

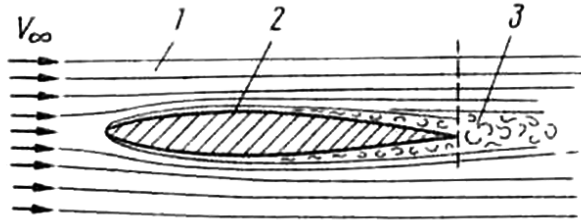


Рис. 1.10. Три характерные области потока

В возмущённой части потока можно выделить 3 области:

- 1 внешний невязкий поток (потенциальный поток)
- 2 пограничный слой;
- 3 спутная струя (вихревой след).

Движение воздуха в потенциальном потоке плавное, линейное.

*Пограничным слоем* называется тонкий слой воздуха, прилегающий к поверхности любого тела, движущегося в неподвижном воздухе или обтекаемого движущимся воздухом, в котором скорость потока меняется от нуля на поверхности тела

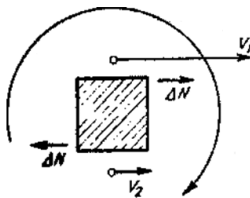


Рис. 1.11. Причина завихрения пограничного слоя

до скорости невозмущённого потока на некотором удалении от тела. В результате сил внутреннего трения между слоями пограничного слоя частицы воздуха в нем имеют стремление к вращению. Поэтому пограничный слой всегда завихрен. (рис. 1.11).

В спутной струе завихренность сглаживается по мере удаления от тела.

*Вихревым* называется такое движение потока, при котором частицы воздуха, двигаясь поступательно, одновременно участвуют во вращательном движении.

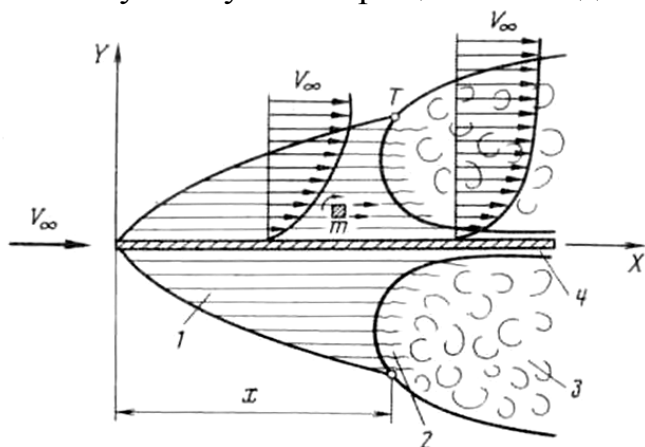


Рис. 1.12. Структура пограничного слоя: 1 — ламинарный пограничный слой, 2 — переходный; 3 — турбулентный; 4 — ламинарный подслой;  $x$  — координата точки перехода ламинарного слоя в турбулентный

Образование пограничного слоя объясняется тем, что вследствие проявления вязкости воздуха близко расположенные к телу слои притормаживаются. Скорость частиц, непосредственно прилегающих к телу, становится равной нулю (эффект прилипания). По мере удаления от поверхности тела торможение частиц воздуха постепенно уменьшается и на некотором расстоянии прекращается полностью.

Характер движения частиц в пограничном слое отличается от характера их движения вне его. Основываясь на результатах многолетних исследований

картины обтекания различных тел, немецкий ученый Прандтль предложил учитывать влияние вязкости только в пограничном слое, вне его газ можно считать невязким.

При движении удобообтекаемых тел в несжимаемой среде трение в пограничном слое является основной причиной основания силы лобового сопротивления.

*Толщина пограничного слоя  $\delta$*  зависит от формы тела, положения его в потоке воздуха, скорости потока, состояния поверхности тела, вязкости и плотности воздуха и увеличивается от носовой части пластины к хвостовой.

На крыле самолёта близи передней кромки крыла толщина пограничного слоя составляет несколько миллиметров, а у задней кромки достигает 100мм и более.

Чем ровнее поверхность тела и чем меньше скорость потока, тем тоньше пограничный слой.

Характер течения в пограничном слое зависит от числа Рейнольдса

$$Re = \frac{Vl}{\nu}$$

где  $V$ —*скорость набегающего воздуха;*

$l$ —*характерный размер тела;*

$\nu$ —*кинематический коэффициент вязкости.*

При небольших числах Рейнольдса (что соответствует небольшой скорости потока) течение в пограничном слое спокойное, слоистое. Такой пограничный слой называется *ламинарным*.

При больших числах Рейнольдса, частицы воздуха в пограничном слое, двигаясь поступательно, в то же время перемещаются в поперечном направлении и весь пограничный слой беспорядочно завихрён. Такой пограничный слой называется *турбулентным*.

При средних числах Рейнольдса, структура пограничного слоя такова, что у передней кромки течение ламинарное, которое затем переходит в турбулентное. Такой пограничный слой называется *смешанным*.

При переходе от ламинарного течения к турбулентному вначале происходит потеря устойчивости линии тока, а затем развивается устойчивое турбулентное течение. На практике считается, что переход происходит внезапно в точке  $T$ , называемой *точкой перехода*. Положение точки перехода зависит от числа Рейнольдса  $Re$ .

Если в формулу для определения числа Рейнольдса ввести в качестве линейного размера координату точки перехода  $x_T$ , то это число Рейнольдса будет называться критическим:

$$Re_{кр} = \frac{V \cdot x_T}{\nu}$$

В свободной атмосфере

$$Re_{кр} = 10^6$$

Число Рейнольдса  $Re$  тем больше, чем лучше обработана поверхность тела и чем меньше турбулентность внешнего потока.



### Отрыв пограничного слоя

Пограничный слой возникает на поверхности любого тела, обтекаемого потоком. При обтекании потоком тела с криволинейной поверхностью, например профиля крыла на больших углах атаки, может произойти *отрыв пограничного слоя* (рис. 1.13).

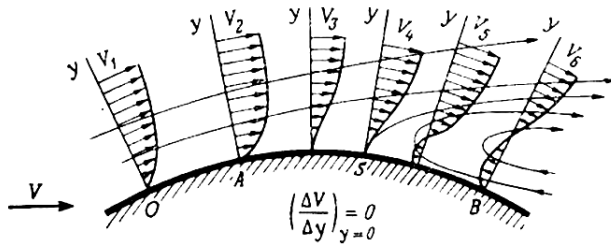


Рис. 1.13. Явление отрыва пограничного слоя

Это объясняется тем, что при обтекании криволинейной поверхности давление в каждой точке оказывается разным. В самом узком сечении струйки, обтекающей криволинейную поверхность, давление будет минимальным. Из-за разности давлений в точках В и С возникают обратные течения в нижних слоях пограничного слоя. Обратные течения разрушают пограничный слой и могут привести к его отрыву. Отрыв приводит к образованию вихрей за телом.

Отрыви вихреобразование называется *диффузорным эффектом*, так как подобное явление наблюдается в диффузоре. *Диффузор* — это расширяющийся канал, в котором происходит замедление потока

ивозрастание давления. Диффузор переводит кинетическую энергию потока в потенциальную.

Отрыв пограничного слоя приводит к резкому уменьшению несущей способности крыла, к потере устойчивости и управляемости самолёта.

Турбулентный пограничный слой более устойчив к отрыву, чем ламинарный. Это объясняется тем, что при интенсивном перемешивании частиц к нижним струйкам подводится дополнительная кинетическая энергия. Это препятствует появлению обратных течений и образованию вихрей. Поэтому, чтобы уменьшить опасность срыва потока, применяются специальные выступы на поверхности крыла, называемые *турбулизаторами*.

На взлетно- посадочных режимах при больших углах атаки срыв потока предотвращается путем *управления пограничным слоем* (УПС).

### ***Основы экспериментальной аэродинамики***

Как всякая наука о природе, аэродинамика использует два метода исследований – теоретический и экспериментальный, которые взаимно дополняют и проверяют друг друга.

Экспериментальная аэродинамика изучает явления обтекания тела воздухом по основе:

- наблюдений;
- натуральных экспериментов;
- моделирования явлений в аэродинамических условиях лаборатории.

Целью аэродинамических экспериментов является:

- определение давления потока;
- измерение аэродинамических сил и моментов, действующих на обтекаемое тело;
- изучение физических явлений в целом.

Полученные данные используются для: аэродинамического расчёта самолёта и расчёта его на прочность, разработки новых схем л.а., совершенствования их характеристик, определения перспективы развития.

Основным оборудованием аэродинамических лабораторий являются аэродинамические трубы, в которых продуваются модели летательных аппаратов или летательные аппараты в натуральную величину и определяются их аэродинамические характеристики.

Продувка тел или их моделей в аэродинамических трубах используется на предварительных этапах проектирования для испытания многочисленных вариантов еще не построенного летательного аппарата и его частей.

### ***Принцип работы аэродинамической трубы***

*Аэродинамической трубой* называется устройство, предназначенное для создания искусственного потока воздуха. Закономерность проведения исследований в аэродинамических трубах базируется на принципе обращения движения и на законе аэродинамического подобия, позволяющего применять результаты продувок модели к натурному самолету. В зависимости от

поставленной задачи аэродинамические трубы подразделяются на:

- 1) трубы малых скоростей;
- 2) трубы больших дозвуковых скоростей;
- 3) трубы сверхзвуковых скоростей;
- 4) трубы переменной плотности;
- 5) гигантские натурные трубы;
- 6) трубы спец. назначения (штопорная, дымовой канал и т.д.);
- 7) гиперзвуковые трубы;
- 8) трубы разреженных газов, в которых используются в качестве рабочего тела гелий, воздух и азот.

Первая аэродинамическая труба была построена в России в 1887г. в городе Калуге К.Э. Циолковским.

По принципу работы аэродинамические трубы бывают:

- открытого контура;
- замкнутого контура.

Основным отличием трубы замкнутого типа от трубы прямого действия является наличие обратного канала, создающего для воздуха замкнутый путь.

У трубы замкнутого типа рабочая часть трубы может выполняться открытой.

Рассмотрим принцип работы аэродинамической трубы:

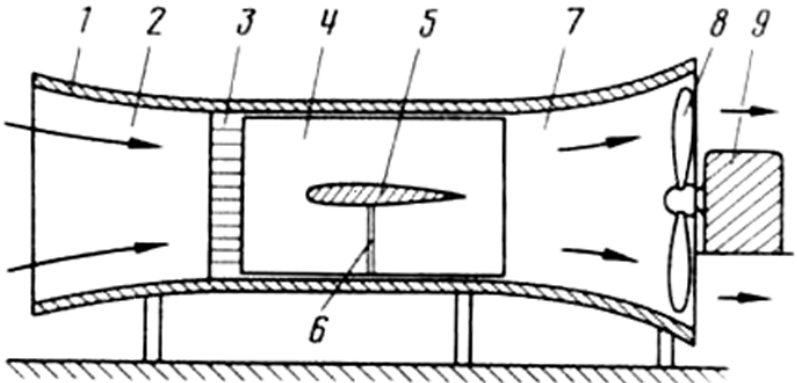


Рис. 1.16. Схема аэродинамической трубы

Привлечении электрического мотора (9), вентилятор (8) начинает создавать воздушный поток, который попадает в сужающуюся часть аэродинамической трубы, называющейся *коллектором*(2). Коллектор предназначен для увеличения скорости потока. Для того, чтобы воздух в коллекторе протекал плавно без завихрения, коллектор делают с большим отношением входной и выходной площадей поперечного сечения (5:1 и более). Для формирования плоскопараллельного потока в корпусе (1) устанавливаются *спрямляющие решетки* (3). В рабочей части трубы (4) на специальных *аэродинамических весах* (6) устанавливается исследуемая модель (5). Поток воздуха, обтекающий модель в рабочей части трубы, попадает затем в диффузор (7). Диффузор уменьшает скорость потока воз-

духа за рабочей частью и заторможенный поток, попадая на лопасти вентилятора, повышает его КПД.

В трубе замкнутого контура в обратном канале устанавливаются *поворотные лопасти*, которые служат для уменьшения потерь кинетической энергии потока в местах поворота.

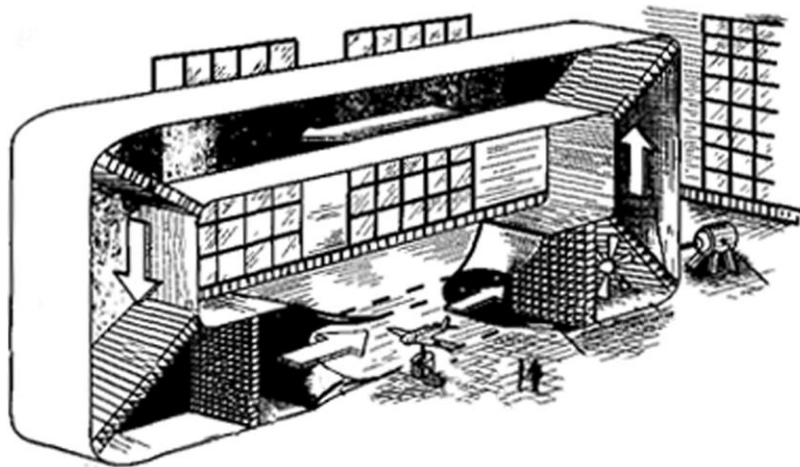


Рис. 1.17. Аэродинамическая труба замкнутого контура

Пройдя через поворотные решётки в обратном канале, воздух попадает в самую широкую часть трубы замкнутого контура, называемую форкамерой.

Основными характеристиками рабочей трубы являются:

- максимальная скорость в рабочей части;
- размеры рабочей части.

Аэродинамические трубы оборудуются различными измерительными приборами.

Для измерения сил и моментов, действующих на помещенное в трубу тело, служат специальные аэродинамические весы, которые могут быть одно-, двух-, трех- и шестикомпонентные.

### *Основы теории подобия*

Эксперимент должен так моделировать явления, чтобы пользоваться результатами испытания моделей применительно к натурному объекту. Поэтому испытания моделей проводят, основываясь на теории подобия. Из теории подобия следует, что при проведении испытаний моделей необходимо, чтобы модель и натуральный объект были геометрически подобны и одинаково ориентированы относительно потока, а потоки, обтекающие модель и натуральный объект, были кинематически и динамически подобны.

Два тела *геометрически подобны*, если их сходственные размеры пропорциональны, а соответственные углы равны.

Два потока считаются *кинематически подобными*, если в сходственных точках потока скорости пропорциональны и одинаково направлены.

Явления обтекания тел называются *динамически подобными*, если аэродинамические силы, приложенные к выделенным объёмам, в сходственных точках потока одинаково направлены и для всех пар сходст-

венных точек находятся в постоянном отношении. Такое подобие называется полным.

Как показывает практика, обеспечить полное динамическое подобие практически невозможно. Поэтому испытания моделей проводятся с соблюдением *частичного динамического подобия*.

В случае, когда обтекание тела зависит главным образом от вязкости среды (небольшие скорости потока), критерием подобия является *число  $Re$* , т.е.

$$Re_{\text{модели}} = Re_{\text{натуры}}$$

При больших скоростях полёта наиболее существенное влияние на характеристики тела оказывает сжимаемость среды, поэтому критерием частичного подобия в этом случае является *число Маха ( $M$ )*, т.е.

$$M_{\text{модели}} = M_{\text{натуры}}$$

### *Вопросы для повторения.*

1. Что называется давлением воздуха и какова его физическая сущность? Единицы измерения давления и соотношения между ними.

2. Что называется температурой воздуха? Какие системы измерения температуры Вы знаете?

3. Каков физический смысл понятия плотности воздуха? Какие виды плотности Вы знаете? Какова зависимость между ними?

4. Какова природа вязкости газов? Как зависит вязкость газов от температуры?

5. Какие общие свойства у жидкостей газов и в чем их различие?

6. Что называется удельной теплоемкостью?



7. Какова физическая сущность газовой постоянной?
8. По какому принципу составлена таблица стандартной атмосферы?
9. Что называется струйкой? Каким свойством она обладает?
10. Какие признаки установившегося движения воздуха Вы знаете?
11. Что такое плазма? Какое отношение имеет она к аэродинамике?
12. Какие недостатки имеет корпускулярная модель Ньютона? Где возможно ее использование?
13. При изучении какой части аэродинамического спектра пользуются моделью вязкой жидкости?
14. Чем вызвано явление отрывапограничного слоя?
15. Где используется принцип обратимости?
16. Зависит ли скорость потока от площади его поперечного сечения? Какова эта зависимость?
17. Как можно измерить статическоедавление потока?
18. Какова физическая сущность скоростного напора? Каким образом его можно измерить?
19. Какой закон устанавливает зависимость между давлениеми скоростью потока? Запишите уравнение этого закона для потока идеальной жидкости.
20. Каким образом плотность воздуха зависит от давления и температуры? Напишите формулу, определяющую эту зависимость.

21. Что называется объемным расходом воздуха? Чему он равен?

22. Запишите условия неразрывности струйки идеальной жидкости?

23. Назовите явления, подтверждающие справедливость закона Бернулли.

24. Какими средствами можно сделать видимой картину обтекания тела потоком воздуха?

25. С какой целью изучают аэродинамические спектры?

26. Чем ламинарное течение отличается от турбулентного?

27. При каком течении – ламинарном или турбулентном – в пограничном слое раньше происходит срыв потока? Почему?

28. Чем пограничный слой отличается от остальной части потока?

29. Записать формулы для определения кинетической энергии и энергии давления струйки.

## Глава 2. Аэродинамические силы и аэродинамические характеристики крыла

### *Геометрические характеристики крыла*

С геометрической точки зрения крыло характеризуется:

- 1) формой профиля
- 2) формой крыла в плане
- 3) видом крыла спереди.

#### *Профиль крыла*

*Профиль*— это сечение крыла плоскостью, перпендикулярной линии хорд.

Профили бывают:

- 1) дозвуковые: плоско-выпуклые, S- образные, симметричные и несимметричные двояковыпуклые;
- 2) сверхзвуковые: клиновидные, чечевицеобразные, ромбовидные.



Рис. 2.1. Формы профилей

От формы профиля зависят его аэродинамические характеристики.

*Симметричные профили* (1) с малой относительной толщиной применяются на крыльях сверхзвуковых самолетов.

*Выпукло-вогнутые* (2) на современных самолетах не применяются, но на взлете и посадке такая форма обеспечивается отклонением закрылков.

*Двояковыпуклые профили* (3) наиболее широко применяются на современных самолетах.

*Плосковыпуклые профили* (4) просты в производстве и могут применяться на нескоростных самолетах.

*S-образные профили* (5) применяются на самолетах схемы «бесхвостка». Они самоустойчивы.

*Ламинизированные профили* применяются на скоростных дозвуковых самолетах. У таких профилей максимальная толщина смещена к середине профиля

( $x_c = 0,5 b$ ), за счет чего удлиняется ламинарная часть пограничного слоя.

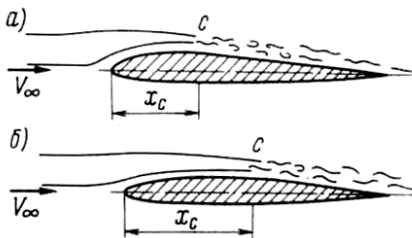


Рис. 2.2. Профили крыла: а) обычный; б) ламинизированный

*Чечевицеобразные* (7), *ромбовидные* (8) и *дельтавидные* (9) профили с острой передней кромкой применяются на сверхзвуковых самолетах.

Основные геометрические элементы профиля крыла показаны на рис. 2.3.

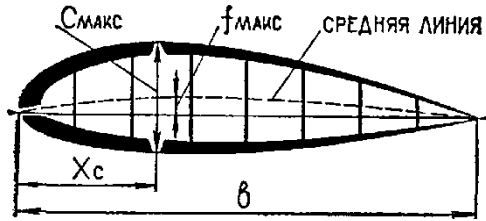


Рис. 2.3. Параметры профиля крыла

$b$ — хорда профиля— отрезок прямой, соединяющий две наиболее удаленные точки профиля .

Хорда делит профиль на верхнюю и нижнюю части.

$c_{\max}$ —максимальная толщина профиля— расстояние между касательными к верхнему и нижнему контуру профиля.

$\bar{h} = \frac{c_{\max}}{b} \cdot 100\%$ —относительная толщина профиля.

Относительная толщина современных профилей изменяется от 3...4% до 20...25%.

$\bar{h} < 8\%$  — тонкий профиль;  $\bar{h} = 8-12\%$  — средний,

$\bar{h} > 12\%$  — толстый профиль

Положение  $c_{\max}$  определяется относительной координатой  $\bar{x}_c$  :

$$\bar{x}_c = \frac{x_c}{b} \cdot 100\% .$$

Средняя линия профиля— линия, проходящая через середины ординат профиля.

Кривизна или вогнутость профиля  $f$  – максимальное расстояние между хордой и средней линией.

Отношение кривизны профиля  $f$  к хорде, выраженное в процентах, называется относительной кривизной профиля:

$$\bar{f} = \frac{f}{b} \cdot 100\% .$$

Положение макс вогнутостимакс определяется координатой:  $\bar{x}_f = \frac{x_f}{b} \cdot 100\%$

Профили, имеющие одинаковые  $\bar{f}$  и  $\bar{x}_f$ , называются семейством профилей.

Угол установки крыла (профиля)— это угол между продольной осью самолёта и хордой профиля ( $\varphi$ ).

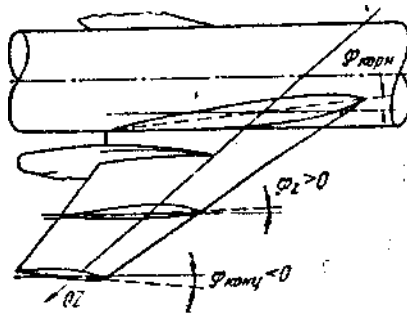


Рис.2.4. Угол установки профиля

Угол установки крыла  $\varphi$  выбирается так, чтобы фюзеляж давал наименьшее сопротивление при углах

атаки, на которых чаще всего происходит полет самолета. По статистике  $\varphi = 0 \dots 3^\circ$ .

В крыльях современных самолетов может применяться *геометрическая* и *аэродинамическая* крутка.

Если  $\varphi$  в разных сечениях крыла различны, то такое крыло наз. геометрически закрученным. Аэродинамическая крутка крыла создается за счет того, что профили в разных сечениях крыла имеют разные значения  $\bar{h}$  и  $\bar{f}$ . Крутка применяется для улучшения аэродинамических характеристик.

*Геометрически плоское крыло* — это крыло, состоящее из профилей, имеющее одинаковый угол установки.

Аэродинамические плоские крылья — это крылья, у которых при общей подъемной силе равной нулю подъемная сила всех составляющих крыло профилей тоже равна нулю.

Угол между хордой крыла и набегающим на него потоком называется углом атаки  $\alpha$ .

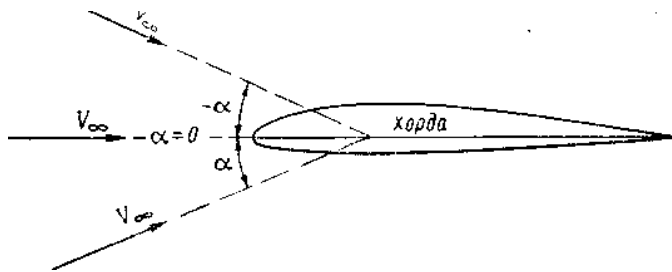


Рис. 2.5. Угол атаки профиля

Угол атаки считается положительным, если поток набегаёт на нижнюю поверхность крыла.

Для облегчения выбора профиля существуют атласы профилей крыльев, где приведены их геометрические и аэродинамические характеристики.

### Крыло в плане

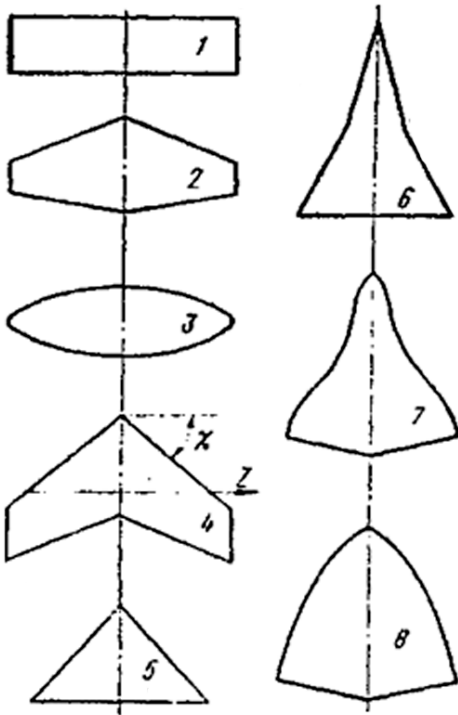


Рис.2.6. Формы крыла в плане

Крылом в плане называется проекция крыла на горизонтальную поверхность, включая подфюзеляжную часть.

Крыло в плане может иметь разную форму (рис. 2.6):

Прямоугольные крылья (1) создают большую подъёмную силу, но и большое лобовое сопротивление. На современных самолётах они применяются крайне редко.

Трапецевидное крыло (2) применяется широко на нескоростных самолётах.



*Эллипсовидное крыло* (3) считается наиболее аэродинамически совершенной формой крыла для нескольких самолетов, но из-за сложности производства оно почти не применяется.

*Стреловидные крылья* (4) широко используются на скоростных и сверхзвуковых самолётах.

*Треугольное крыло* (5), *треугольное с наплывом* (6), *готическое* (7) и *оживальное* (8) применяются на сверхзвуковых самолётах.

К основным параметрам, определяющим размеры крыла в плане, относятся: площадь крыла  $S$ , размах  $l$ , центральная  $b_0$  и концевая  $b_k$  хорды крыла.

Форма крыла в плане характеризуется также углом стреловидности, удлинением и сужением.

*Площадь крыла*  $S$  — проекция поверхности крыла на горизонтальную плоскость, включая подфюзеляжную часть.

*Размах*  $l$  — расстояние по горизонтали между внешними концами крыла.

*Удлинение*  $\lambda$  — характеризует степень вытянутости крыла вдоль размаха и определяется по формуле:

$$\lambda = \frac{l^2}{S}$$

Для крыльев дозвуковых самолетов  $\lambda = 6 \dots 12$ , сверхзвуковых —  $\lambda = 2 \dots 3$ .

*Угол стреловидности*  $\chi$  — угол между линией фокусов (0.25b) и перпендикуляром к плоскости симметрии самолета.

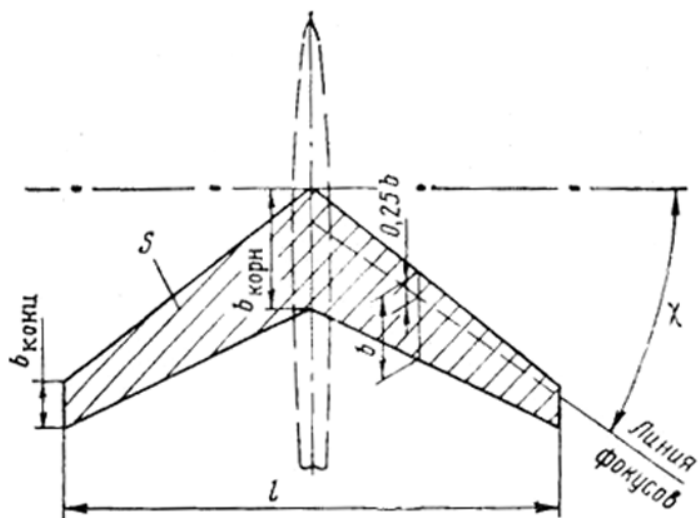


Рис. 2.7. Форма крыла в плане

$b_0$  — корневая (или центральная) хорда;

$b_\delta$  — бортовая хорда;

$b_k$  — концевая хорда.

Отношение центральной хорды к концевой называется сужением крыла:

$$\eta = \frac{b_0}{b_k};$$

Величина сужения изменяется от 1 до  $\infty$ . Для прямоугольного крыла сужение равно единице, а для треугольного — бесконечности.

### Вид крыла спереди

Форма крыла при виде спереди характеризуется изломом, называемым поперечным «V» крыла.

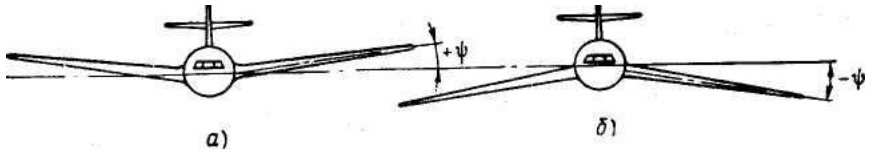


Рис. 2.8. Поперечное «V» крыла:  
а – положительный угол  $\psi$  ; б – отрицательный угол  $\psi$

Угол поперечного «V» образуется линией фокусов при виде спереди и перпендикуляром к плоскости симметрии самолёта. У современных самолетов этот угол колеблется от  $-5$  до  $+5^\circ$ .

Прямое V ( $+\psi$ ) крыла применяется для увеличения поперечной устойчивости самолёта, а обратное ( $-\psi$ ) — для её уменьшения.

### **Аэродинамические силы, действующие на крыло**

Крыло, находящееся в потоке воздуха, деформирует обтекающие его струйки. Изменения сечений струйки сопровождается изменением скорости в соответствии с уравнением неразрывности. Изменение скорости, согласно уравнению Бернулли, приводит к изменению давления в разных точках поверхности крыла.

Кроме того, на поверхности крыла образуются силы трения. В результате на крыло действует аэродинамическая нагрузка, которая складывается из распределенных по его поверхности элементарных нормальных сил давления и тангенциальных сил трения. Равнодействующая этих сил получила название полной аэродинамической силы  $R_A$  крыла.

Если обтекание крыла имеет симметричный характер, то направление силы  $R_A$  совпадает с направлением невозмущенного потока.

В общем случае при несимметричном обтекании направление силы  $R_A$  не совпадает с направлением невозмущенного потока (рис 2.9).

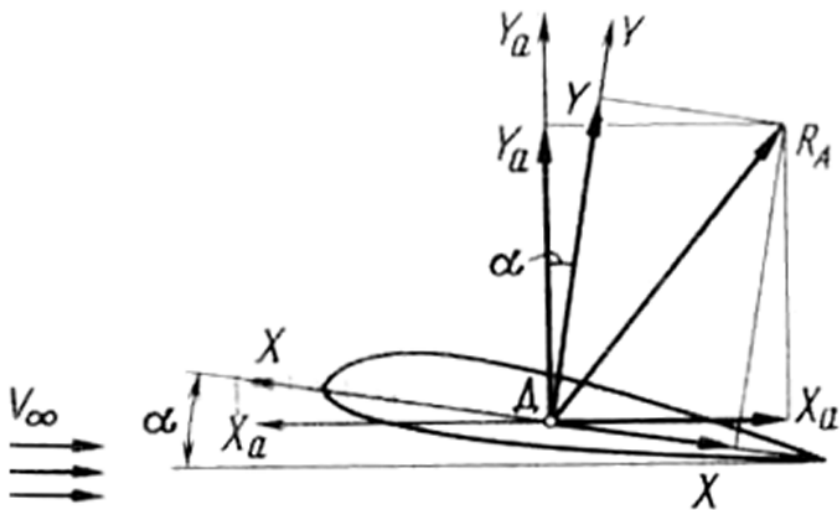


Рис. 2.9. Полная аэродинамическая сила

Точка пересечения линии действия силы  $R_A$  с хордой называется *центром давления* (ц. д.)

Для практических расчетов обычно пользуются не значениями полной аэродинамической силы  $R_A$ , а ее составляющими – проекциями на оси скоростной или связанной систем координат при отсутствии угла скольжения.

Проекция аэродинамической силы  $R_A$  на ось  $OX_a$  скоростной системы координат называется *силой лобового сопротивления*  $X_a$ . Она всегда направлена по потоку и препятствует относительному движению крыла и воздушной среды.

Проекция аэродинамической силы  $R_A$  на ось  $OY_a$  называется *подъемной силой*  $Y_a$ . Благодаря этой силе преодолевается сила тяжести и становится возможным отрыв самолета от земли.

Проекции силы  $R_A$  на оси  $OX$  и  $OY$  связанной системы координат называют соответственно *продольной силой*  $X$  и аэродинамической *нормальной силой*  $Y$ .

Аэродинамические силы крыла выражаются формулами, полученными на основании теории подобия явлений в аэродинамике, имеют следующий вид:

$$R_A = C_{R_A} S \frac{\rho V^2}{2};$$

$$X_a = C_{X_a} S \frac{\rho V^2}{2};$$

$$Y_a = C_{Y_a} S \frac{\rho V^2}{2};$$

где  $\frac{\rho V^2}{2}$  — скоростной напор

набегающего воздушного потока;

$S$  — площадь крыла в плане;

$C_{R_A}$ ,  $C_x$ ,  $C_{y_a}$ , — безразмерные коэффициенты соответствующих аэродинамических сил, зависящие от формы тела, его положения в потоке и от физических свойств воздуха. Получают эти коэффициенты при продувках крыла в аэродинамической трубе.

Графики зависимостей коэффициентов аэродинамических сил от угла атаки называются *аэродинамическими характеристиками крыла*.

Получают их экспериментальным путём при продувках крыла в аэродинамической трубе.

### ***Подъёмная сила крыла. Теорема Жуковского***

Первая попытка исследовать природу подъёмной силы была сделана итальянским учёным и художником Леонардо да Винчи в 1505г. Он считал, что подъёмная сила, поддерживающая птицу, возникает из-за уплотнения воздуха под крыльями.

В 1852г. Магнус, член-корреспондент Петербургской академии наук, провёл серию опытов для объяснения явления отклонения от вертикальной плоскости вращающихся артиллерийских снарядов. Он показал, что поперечная сила, вызывающая это отклонение, возникает из-за взаимодействия двух потоков воздуха:

- набегающего на снаряд;
- вращающегося вместе со снарядом.

Это явление, получившее название эффект Магнуса, было исследовано в 1902-1906гг Николаем Егоровичем Жуковским.

В 1906году в своей работе « О присоединённых вихрях» он публикует знаменитую «Теорему Жуковского», объясняющую образование подъемной силы.

Важным понятием, лежащим в основе понимания теоремы Жуковского, является вихрь и определяемая им циркуляция.

Рассмотрим обтекание вращающегося цилиндра (рис. 2.10).

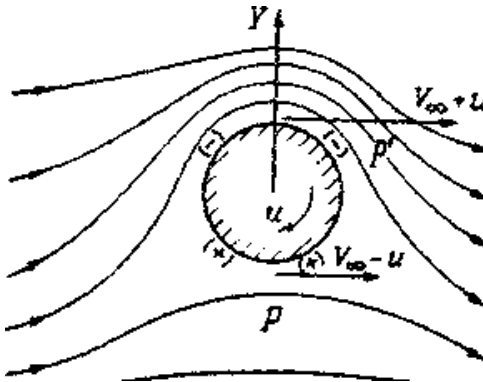


Рис. 2.10. Эффект Магнуса (вращающийся цилиндр)

У вращающегося цилиндра спектр обтекания несимметричный, так как на верхней поверхности цилиндра скорость потока и окружная скорость цилиндра складываются, а на нижней поверхности – вычитаются.

Из-за неравенства скоростей над и под цилиндром возникает разность давлений, порождающая подъемную силу.

Вследствие вязкости воздух увлекается вращающимся цилиндром и создает вокруг него вихрь.

*Вихрем* будем называть массу воздуха, вращающуюся вокруг тела.

Вихрь вовлекает во вращение окружающие его массы воздуха и индуцирует (вызывает) скорости в окружающей среде. Эти окружные скорости называются *индуктивными*.

Для определения действующих на цилиндр аэродинамических сил его можно заменить вихрем, дающим то же поле скоростей, что и цилиндр.

Замена вращающегося цилиндра вихрем, который Н.Е. Жуковский назвал присоединенным, и позволила Н.Е. Жуковскому создать вихревую теорию крыла. Согласно этой теории подъемная сила крыла возникает вследствие наложения присоединенного вихря на основной поток.

Интенсивность воздействия вихря на окружающую среду, а значит, и величина подъемной силы, определяется циркуляцией скорости.

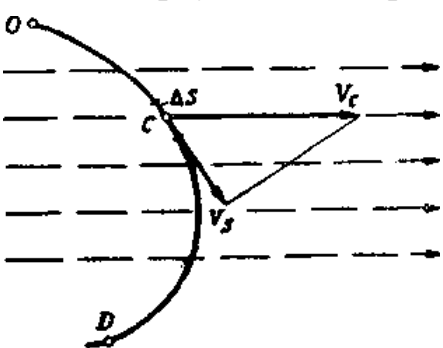


Рис. 2.10. К понятию «циркуляция скорости»

Для понимания сущности циркуляции скорости проведем в установившемся потоке произвольный контур  $OD$  (рис. 2.10). Выделим элемент этого контура, который ввиду его малости можно принять за торецок прямой. Обозначим скорость

потока в точке  $C$ , находящейся на этом элементе, через  $V_C$ , а проекцию этой скорости на элемент контура через  $V_s$ . Произведение длины элемента контура на



проекцию скорости на контур  $V_s$  называется элементарной циркуляцией скорости.

Циркуляция скорости по контуру OD будет равна сумме элементарных циркуляций.

$$\Gamma = \sum_0^D V_s \cdot \Delta S.$$

Вычислим циркуляцию скорости по замкнутому контуру в виде окружности радиусом  $r$ . Индуктивные скорости в каждой точке окружности, создаваемой вихрем, направлены по касательной к этой окружности и постоянны по величине. Поэтому

$$\Gamma = \sum_k u \cdot \Delta S = u \cdot \sum_k \Delta S = u \cdot 2\pi \cdot r$$

Чем больше циркуляция скорости, тем больше разность скоростей и давлений при наложении циркулярного потока на основной поток, т.е. тем больше подъемная сила.

Циркуляция скорости вокруг цилиндра возникает только при его вращении. Циркуляция вокруг крыла возникает самостоятельно, без помощи вращения.

В расчётной схеме Жуковского крылозаменилось вихрем, вокруг которого образуется *циркуляция скорости*.

При взаимодействии вихря с плоскопараллельным потоком скорости их суммируются. Над крылом скорость частиц увеличивается, под крылом – уменьшается (рис. 2.11).

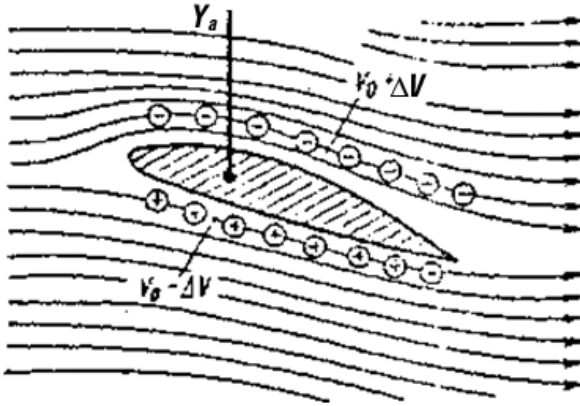


Рис. 2.11. Создание подъемной силы

$$V_1 = V_0 + \Delta V; V_2 = V_0 - \Delta V,$$

где  $V_1$  — скорость над профилем крыла, а  $V_2$  — скорость под профилем крыла.

Из-за разности скоростей над крылом и под крылом возникает циркуляция скорости.

В соответствии с законом Бернулли разность скоростей приводит к появлению разности давлений над и под крылом, т.е. к созданию подъемной силы.

Н.Е.Жуковский вывел формулу для определения величины подъемной силы.

Подъемная сила единицы длины крыла бесконечно-го размаха равна произведению циркуляции скорости вокруг профиля крыла на плотность и скорость набегающего потока:

$$Y_a = V \cdot \rho \cdot \Gamma$$

где  $\Gamma$  – циркуляция скорости воздуха вокруг профиля крыла;

$Y_{l=1}$  – подъемная сила для единицы длины крыла.

Теорему Н.Е. Жуковского можно сформулировать так:

*Подъемная сила единицы длины крыла бесконечного размаха равна произведению циркуляции скорости вокруг профиля крыла на плотность и скорость набегающего потока.*

А для крыла с размахом  $l$  подъемную силу можно определить по формуле:

$$Y_a = V \cdot l \cdot \rho \cdot \Gamma$$

Из формулы видно, что для увеличения подъемной силы крыла при данной скорости нужно увеличить циркуляцию скорости  $\Gamma$ . Это достигается увеличением кривизны профиля, управлением пограничным слоем.

Циркуляция скорости  $\Gamma$  пропорциональна хорде профиля крыла  $b$  и скорости потока и определяется по формуле:

$$\Gamma = \frac{C_{Ya} \cdot b \cdot l}{2}$$

Подставляем  $\Gamma$  в формулу  $Y_a$  и получаем:

$$Y_a = \frac{V \cdot l \cdot \rho \cdot C_{Ya} \cdot b \cdot V}{2},$$

но так как  $lb = S$ , то

$$Y_a = C_{Ya} \cdot S \cdot \frac{\rho V^2}{2}.$$

Таким образом, получили знакомую формулу подъемной силы.

Коэффициент подъемной силы  $C_{Y_a}$  определяет зависимость подъемной силы от формы крыла и его положения в потоке.

График зависимости коэффициента подъемной силы  $C_{Y_a}$  от угла атаки  $\alpha$  имеет следующий вид:

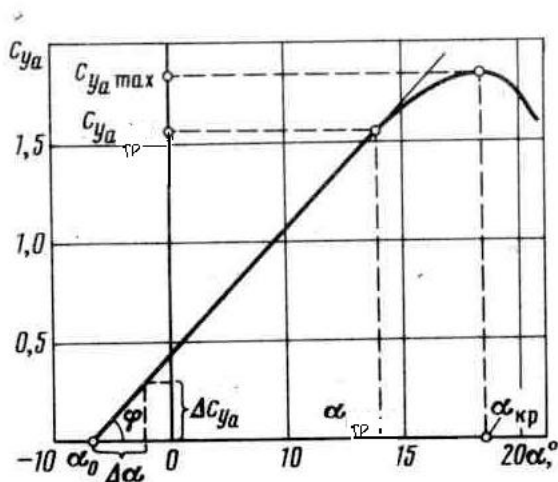


Рис. 2.12. График зависимости  $C_{Y_a}$  от угла атаки  $\alpha$

Характерные точки графика:

$\alpha_0$  — угол нулевой подъемной силы; это угол атаки, при котором коэффициент подъемной силы  $C_{Y_a}$  равен нулю.

$\alpha_{тр}$  — угол атаки, соответствующий началу срывного обтекания крыла. Он называется углом тряски, т.к. летчик начинает ощущать потряхивание органов управления при выходе на этот угол.

$\alpha_{кр}$  — критический угол атаки, соответствующий максимальному значению коэффициента  $C_{Y_a}$ , Он на-

зывается критическим, так как при случайном увеличении этого угла происходит отрыв пограничного слоя, самолет становится плохо управляемым, склонным к сваливанию на крыло и переходу в «штопор».

График зависимости  $C_{Y\alpha}(\alpha)$  можно разделить на три участка:

1) при малых углах атаки пограничный слой плотно прилегает к поверхности крыла и зависимость  $C_{Y\alpha}(\alpha)$  носит прямолинейный характер;

2)  $\alpha_{mp} \dots \alpha_{кр}$  — в этом диапазоне углов атаки в нижних слоях пограничного слоя образуются обратные течения, которые разрыхляют пограничный слой и пытаются оторвать его от поверхности крыла. На этом участке течение графика  $C_{Y\alpha}(\alpha)$  становится криволинейным.

3)  $\alpha > \alpha_{кр}$  — на этих углах атаки происходит отрыв пограничного слоя от поверхности крыла, подъемная сила  $Y_a$ , следовательно, и коэффициент подъемной силы  $C_{Y\alpha}$  резко падают.

Для симметричного профиля кривая  $C_{Y\alpha}(\alpha)$  проходит через начало координат.

Если угол наклона кривой  $C_{Y\alpha}(\alpha)$  относительно оси абсцисс обозначить через  $\varphi$ , то

$$\operatorname{tg} \varphi = \frac{\Delta C_{Y\alpha}}{\Delta \alpha} = C_Y^\alpha,$$

где  $C_Y^\alpha$  — производная коэффициента подъемной силы по углу атаки  $\alpha$ , характеризующая темп изменения коэффициента  $C_{Y\alpha}$  с изменением угла атаки. Чем

больше  $C_{Y_a}^\alpha$ , тем чувствительнее крыло к изменению угла атаки, тем выше несущая способность крыла.

### **Лобовое сопротивление крыла**

Причинами возникновения лобового сопротивления крыла являются разность давлений перед крылом и за крылом, действия сил трения в пограничном слое и скос потока воздуха на концах крыла.

Лобовое сопротивление крыла имеет следующие составляющие:

$$X_a = X_{a \text{ тр}} + X_{a \text{ д}} + X_{a \text{ и}},$$

где  $X_{a \text{ тр}}$  — сопротивление трения,  $X_{a \text{ д}}$  — сопротивление давления,  $X_{a \text{ и}}$  — индуктивное сопротивление крыла.

Сопротивление трения  $X_{a \text{ тр}}$  возникает из-за трения частиц воздуха о поверхность обтекаемого тела и из-за проявления вязкости воздуха в пограничном слое. Величина  $X_{a \text{ тр}}$  зависит от характера течения в пограничном слое. В турбулентном потоке  $X_{a \text{ тр}}$  больше, чем в ламинарном.

Чем больше шероховатость профиля, тем больше  $X_{a \text{ тр}}$ .

Сопротивление давления  $X_{a \text{ д}}$  возникает из-за разности давлений перед телом и за ним и тем больше, чем больше относительная толщина и кривизна профиля.

$X_{a \text{ тр}}$  и  $X_{a \text{ д}}$  практически не зависят от формы крыла в плане, а определяются только формой профиля, поэтому объединяются под общим названием «профильное сопротивление крыла».

$$X_{a \text{ проф}} = X_{a \text{ тр}} + X_{a \text{ д}}$$

Сопротивление  $X_{a \text{ тр}}$  составляет 80% профильного сопротивления крыла.

На небольших углах атаки профильное сопротивление от угла атаки не зависит, т.е.

$$X_{a \text{ пр}} = \text{const.}$$

На углах атаки  $a > \alpha_{\text{пр}}$   $X_{a \text{ пр}}$  несколько увеличивается из-за начинающихся срывов потока.

Профильное сопротивление  $X_{a \text{ пр}}$  определяется по формуле:

$$X_{a \text{ пр}} = C_{X_{\text{атанр}}} \cdot S \cdot \frac{\rho \cdot V^2}{2} ;$$

По статистике для крыльев современного самолёта

$$C_{X_{a \text{ пр}}} = 0,007 \dots 0,01.$$

График зависимости  $C_{X_{a \text{ пр}}}(\alpha)$  имеет следующий вид:

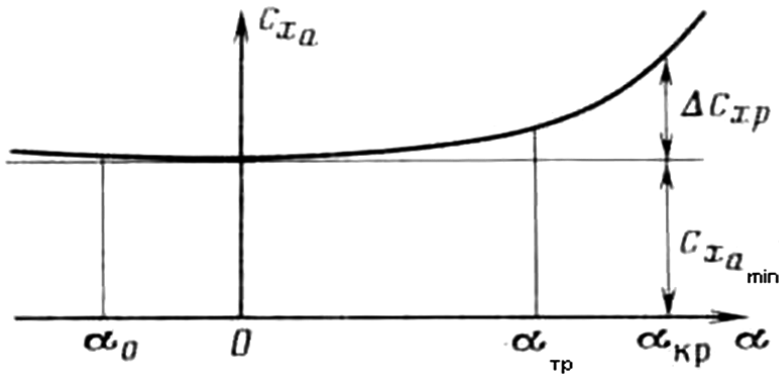


Рис.2.13. Коэффициент профильного сопротивления

### Индуктивное сопротивление

Индуктивное сопротивление возникает из-за перетекании воздуха по концам крыла с нижней поверхности на верхнюю.

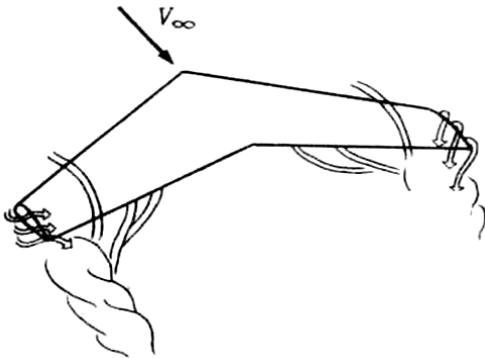


Рис. 2.14. Образование вихревых жгутов

Такое перетекание объясняется разностью давления над крылом и под крылом и приводит к образованию вихревых жгутов, отклоняющих поток от первоначального направления.

Вектор истинной скорости потока оказывается отклоненным вниз на некоторый угол  $\varepsilon$ , называемый углом сноса потока.



На концах крыла истинный угол атаки  $\alpha_{\text{дей}}$ , измеряемый между хордой и фактическим направлением воздушного потока  $V_{\text{ист}}$ , оказывается меньше угла атаки, с которым летит самолёт на величину угла скоса потока  $\varepsilon$ :

$$\alpha_{\text{ист}} = \alpha - \varepsilon$$

Угол скоса потока зависит от разности давлений под и над крылом, формы крыла в плане и удлинением и определяется по формуле:

$$\varepsilon = \frac{\dot{N}_{Ya}}{\pi \cdot \lambda}$$

Скос потока приводит к отклонению вектора истинной подъёмной силы  $Y_{\text{ист}}$  от нормали к потоку. При этом появляется составляющая подъёмной силы, направленная по потоку и, следовательно, препятствующая движению крыла. Эта составляющая и называется индуктивным сопротивлением крыла.

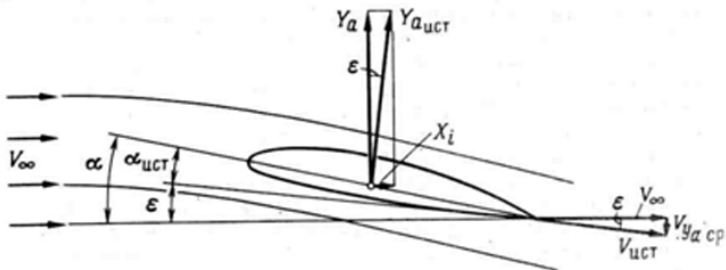


Рис. 2.15. Схема возникновения скоса потока

$$X_{ai} = C_{Xai} \cdot S \cdot \frac{\rho \cdot V^2}{2}$$
 — формула для определения индуктивного сопротивления.

Индуктивное сопротивление тем больше, чем больше угол атаки в диапазоне лётных углов. Коэффициент  $C_{xai}$  определяется по формуле:

$$C_{xai} = \frac{C_{ya}^2}{\pi \cdot \lambda} \quad (\text{уравнение параболы}).$$

Следовательно, график зависимости  $C_{xa}(\alpha)$  имеет вид параболы, смещенной вверх на величину  $C_{x_{np}}$ .

$$C_{xa} = C_{x_{ana}} + C_{xai}$$

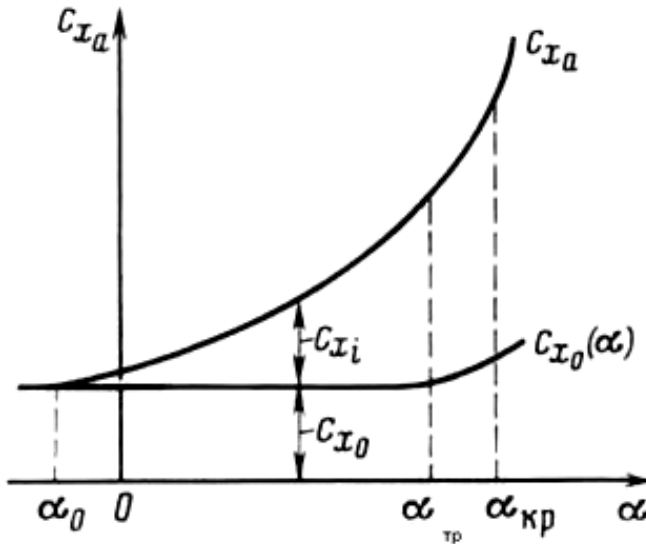


Рис. 2.16. График зависимости  $C_{xa}(\alpha)$

Как видно из графика  $C_{xa}(\alpha)$ , ни на одном из углов атаки коэффициент лобового сопротивления крыла  $C_{xa}$  не равен нулю. Это объясняется тем, что коэффици-

ент профильного сопротивления  $C_{x_{a \text{ пр}}}$  не может быть равным нулю, так как обтекание профиля без сопротивления невозможно. На малых углах атаки определяющим является  $C_{x_{a \text{ пр}}}$ , а на больших —  $C_{x_{a i}}$ .

Малым углам атаки соответствуют большие скорости полета, поэтому для современных скоростных самолетов особое значение приобретает качество обработки его поверхности, так как сопротивление трения составляет основную часть профильного сопротивления.

## Поляра крыла

Поляра является важнейшей аэродинамической характеристикой крыла. Ее называют «королевой теоретической аэродинамики» (кстати, «королевой экспериментальной аэродинамики» называют аэродинамическую трубу).

*Полярной крыла* называется график зависимости коэффициента подъемной силы  $C_{y_a}$  от коэффициента лобового сопротивления  $C_{x_a}$  для различных углов атаки (рис. 2.18).

Для построения поляры по графикам  $C_{x_a}(\alpha)$  и  $C_{y_a}(\alpha)$  для каждого угла атаки определяют соответствующие аэродинамические коэффициенты и откладывают по оси ординат значения  $C_{y_a}$ , а по оси абсцисс —  $C_{x_a}$ . Каждая точка на поляре соответствует определенному углу атаки  $\alpha$ .

Если построить поляру в одинаковых масштабах для  $C_{y_a}$  и  $C_{x_a}$  (рис. 2.17), то ее можно рассматривать как полярную диаграмму в координатах  $C_{RA}$  и  $\theta$ , где  $\theta$ —угол наклона коэффициента  $C_{RA}$  направлению скорости набегающего потока.

Поэтому график  $C_{y_a}$  ( $C_{x_a}$ ) и называется полярной.

Но, как правило, при построении полярных масштабов по оси  $C_x$  выбирают в 5-10 раз больше, чем по оси  $C_y$  (рис. 2.17).

Это объясняется тем, что коэффициент  $C_{x_a}$  обычно в несколько раз меньше, чем  $C_{y_a}$ . Поляра, построенная в одинаковых масштабах, имеет маленькую кривизну, что затрудняет определение по ней  $C_{x_a}$  при проведении аэродинамических расчетов.

Каждая точка полученного графика соответствует определенному углу атаки.

По поляре крыла можно определить следующие характерные углы атаки:

Точка пересечения поляры с осью абсцисс соответствует углу атаки нулевой подъемной силы  $\alpha_0$ :

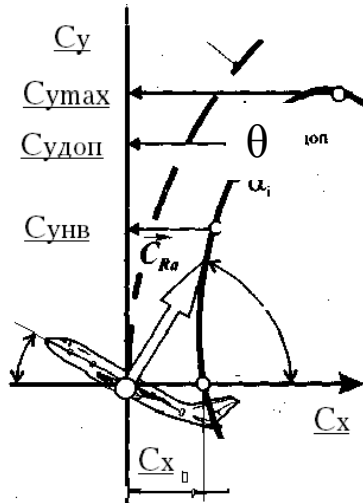


Рис. 2.17. К объяснению сущности поляры крыла

$(\alpha_0 = -2 \dots 0^\circ)$ .

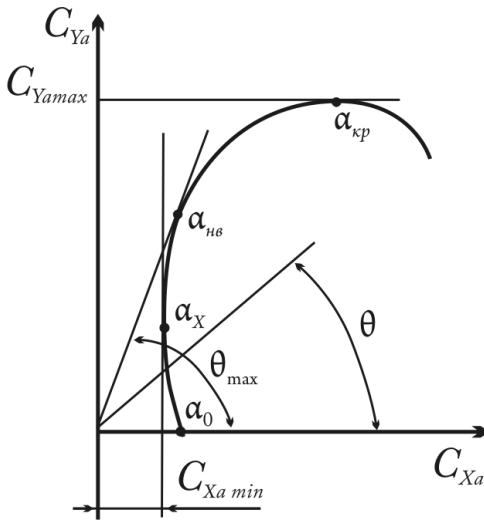


Рис. 2.18. Поляра крыла

Точка касания поляры с прямой, параллельной оси ординат, соответствует углу атаки наименьшего сопротивления  $\alpha_x$ :

$(\alpha_x = -1 \dots 0^\circ)$ .

Наивыгоднейший угол атаки  $\alpha_{ia}$  находится в точке касания поляры с прямой, проведенной из начала координат. Это угол, при котором аэродинамическое качество крыла максимально

(по статистике  $\alpha_{nv} = 4..8^\circ$ ,  $K_{max} = 15 \dots 25$ ).

Критический угол атаки  $\alpha_{kp}$  определяется точкой касания поляры с прямой, параллельной оси абсцисс ( $\alpha_{kp} = 12 \dots 18^\circ$ ).

Не следует забывать, что поляра, построенная в разных масштабах, оказывается искаженной, и поэтому на ней непосредственно нельзя измерять коэффициенты полной аэродинамической силы  $C_{RA}$  и углы наклона этих коэффициентов к оси абсцисс  $\theta$ .

## Аэродинамическое качество крыла

Аэродинамическое качество крыла – это отношение подъемной силы крыла к его лобовому сопротивлению или отношению коэффициентов этих сил для данного угла атаки.

Это отношение показывает, во сколько раз при данном угле атаки подъемная сила крыла больше силы лобового сопротивления, т.е. характеризует степень аэродинамического совершенства крыла.

$$K = \frac{C_{Ya} \cdot S \cdot \frac{\rho \cdot V^2}{2}}{C_{Xa} \cdot S \cdot \frac{\rho \cdot V^2}{2}} = \frac{C_{Ya}}{C_{Xa}}$$

Величина аэродинамического качества зависит от тех же факторов, что и коэффициенты аэродинамических сил  $C_{Ya}$  и  $C_{Xa}$  (от угла атаки, формы профиля крыла, формы крыла в плане и обработки поверхности крыла).

По поляре  $\frac{C_{Ya}}{C_{Xa}} = \text{tg}\theta$ , но  $\frac{C_{Ya}}{C_{Xa}} = K$ , следовательно,  $K = \text{tg}\theta$

Как видно из поляры, при наивыгоднейшем угле атаки угол  $\theta_{\max}$ , следовательно, и аэродинамическое качество максимально:

$$K_{\max} = \text{tg}\theta_{\max}$$

График зависимости аэродинамического качества  $K$  от угла атаки  $\alpha$  имеет вид:

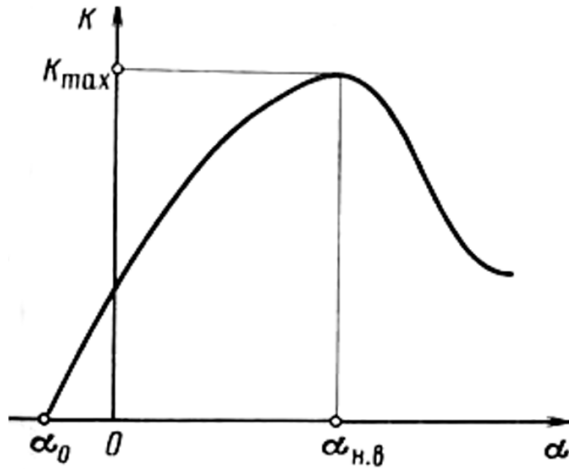


Рис. 2.19. График зависимости  $K(\alpha)$

Определить величину аэродинамического качества по формуле  $K = \operatorname{tg} \theta$  можно в том случае, если при построении поляры масштабы  $C_{y_a}$  и  $C_{x_a}$  одинаковы.

Величина аэродинамического качества  $K$  во многом зависит от геометрических характеристик крыла.

С увеличением относительной толщины и относительной кривизны аэродинамическое качество  $K$  уменьшается, т.к. коэффициент лобового сопротивления  $C_{x_a}$  растет быстрее, чем коэффициент подъемной силы  $C_{y_a}$ .

С увеличением  $\lambda$  уменьшается коэффициент индуктивного сопротивления  $C_{xi}$  ( $C_{xi} = \frac{C_{ya}^2}{\pi \lambda}$ ), что приводит к повышению аэродинамического качества.

Чем лучше обработана поверхность крыла, тем больше аэродинамическое качество  $K$ .

## Влияние угла стреловидности на несущую способность крыла

Несущие свойства стреловидного крыла меньше, чем прямого. Это объясняется тем, что при обтекании

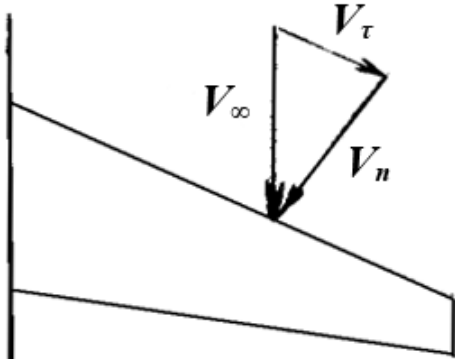


Рис. 2.20. Косая обдувка крыла

стреловидного крыла поток можно разложить на две составляющие  $V_n$  и  $V_\tau$ .

На величину подъёмной силы оказывает влияние только нормальная составляющая скорости  $V_n$ .

Тангенциальная составляющая  $V_\tau$  направлена к концу крыла, что приводит к набуханию и преждевременному отрыву пограничного слоя на концах крыла. Преждевременный срыв потока на концах стреловидного крыла вызывает не только уменьшение  $C_{Y_{a_{\max}}}$ , но и более раннее появление обратных течений в нижних слоях пограничного слоя. Поэтому на стреловидном крыле раньше, чем на прямом, начинаются отклонение кривой  $C_{Y_a}(\alpha)$  от прямолинейности, а падение  $C_{Y_a}$  после  $C_{Y_{a_{\max}}}$  происходит медленнее, чем у прямого крыла.



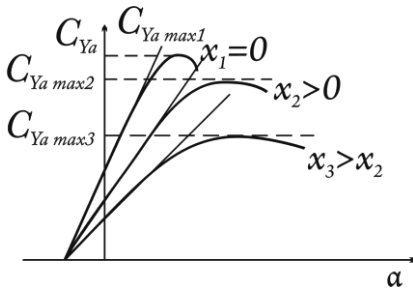


Рис. 2.21. Влияние угла стреловидности на кривую  $C_{Y_a}(\alpha)$

Чем больше угол стреловидности, тем раньше нарушается прямолинейность кривой  $C_{Y_a}(\alpha)$  и тем плавнее изменение величины  $C_{Y_a}$  в зоне  $C_{a \max}$ .

Изменение  $C_{Y_a \max}$  при изменении угла стреловидности  $\chi$  подчиняется следующему условию:

$$C_{Y_{a \max} \chi > 0} = C_{Y_{a \max} \chi = 0} \cdot \cos \chi$$

### Механизация крыла

Механизацией крыла называется система конструктивных устройств, с помощью которой геометрическая конфигурация, спектр обтекания крыла и аэродинамические характеристики могут изменяться в заданном направлении.

В зависимости от выполняемой функции существуют следующие виды механизации:

- для увеличения несущей способности крыла (для увеличения  $C_{Y_a}$ )
- для увеличения лобового сопротивления (для увеличения  $C_{X_a}$ )
- для улучшения поперечной устойчивости управляемости на больших углах атаки.

По месту расположения на крыле различают средства механизации передней и средства механизации задней кромок крыла.

Современные скоростные самолеты имеют стреловидные крылья сравнительно малой площади с профилями малой относительной толщины и кривизны. Такие крылья не могут обеспечить большой подъемной силы на взлете и посадке из-за раннего срыва потока. Для уменьшения взлетно-посадочной дистанции на крыльях устанавливаются специальные конструктивные элементы, позволяющие повысить величину коэффициента подъемной силы  $C_{Y_a}$ .

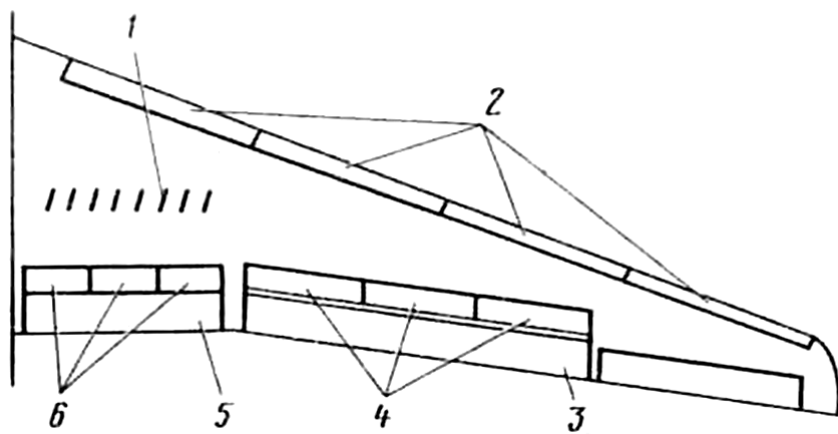


Рис.2.22. Механизированное крыло:

1 – турбулизаторы; 2 – предкрылок; 3 – внешний закрылок;  
4 – интерцепторы; 5 – внутренний закрылок; 6 – тормозные щитки

Для увеличения несущей способности крыла существует две группы средств механизации: аэродинами-

ческие и энергетические. Различие между ними заключается в степени воздействия на пограничный слой для уменьшения интенсивности его отрыва.

В первую группу включают:

- предкрылки;
- носовые щитки (щитки Крюгера);
- отклоняемые носки крыла;
- щитки;
- закрылки.

К энергетическим средствам механизации относятся устройства, которые производят активное воздействие на пограничный слой при помощи подводимой к нему энергии воздушных или газовых потоков.

Эти устройства получили общее название систем управления пограничным слоем (УПС).

### ***Механизация передней кромки крыла***

Механизация передней кромки крыла направлена на устранение или затягивание срыва потока на большие углы атаки и тем самым на увеличение  $C_{Y_{max}}$ . При размещении механизации передней кромки на концах крыла затягивание срыва потока обеспечивает повышение боковой устойчивости и управляемости и улучшение эффективности элеронов на больших углах атаки.

К механизации передней кромки крыла относятся предкрылки, носовые щитки и отклоняемые носки крыла.

Предкрылком называется небольшой крылообразный элемент, расположенный вдоль размаха у передней кромки крыла. Они могут быть:

- фиксированные;
- управляемые;
- автоматические.

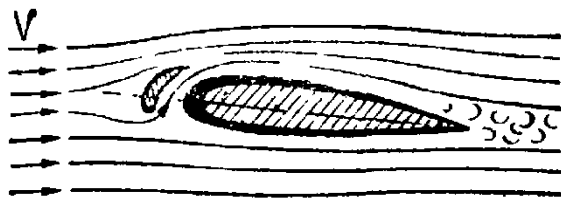


Рис. 2.23. Предкрылок

При выдвигении предкрылка между ним и крылом образуется сужающаяся профилированная щель, протекая через которую поток увеличивает свою скорость, и разрежение над крылом возрастает. Кроме того, скос потока от предкрылка прижимает пограничный слой к крылу и до большого угла атаки не даёт ему оторваться.

При отклонении предкрылка  $\alpha_{кр}$  увеличивается на  $10-15^\circ$ , а  $C_{Y_{amax}}$  увеличивается на 50%.

Так как предкрылки по всему размаху эффективны на больших углах атаки ( $\alpha=25\dots30^\circ$ ), которые не всегда можно обеспечить на взлёте и посадке, то чаще применяются концевые предкрылки, которые не уве-

личивают  $C_{Ya}$ , но делают безопасными взлёт и посадку на малых углах атаки, близких к критическим.



Рис 2.24. Аэродинамический эффект отклонения предкрылка

Щиток Крюгера — это пластинчатый предкрылок, который применяется на тонких крыльях.

Пластинчатые предкрылки увеличивают кривизну обтекания и увеличивают площадь крыла, что приводит к увеличению  $C_{Ya}$ .

Щитки Крюгера обеспечивают безотрывное обтекание только до определенного угла атаки, после чего начинается более резкий срыв потока с их передней кромки и со всего крыла. Это свойство используется в целях предотвращения выхода самолетов со стреловидным крылом на опасные закритические углы атаки. При установке в корневой части крыла щитков Крюгера, а в средней и концевой частях — предкрылков срыв потока при увеличении угла атаки начинается у корня крыла. Вследствие того, что в середине и на концах крыла еще идет безотрывное обтекание,

создается пикирующий момент, возвращающий самолет на меньшие углы атаки.

Отклоняемый носок крыла увеличивает  $C_{Y_a}$  за счёт увеличения кривизны профиля.

Отклоняемые носки крыла применяют на тонких крыльях с острой передней кромкой, в профиль которых нельзя вписать обычный предкрылок. Отклонение их на больших углах атаки предотвращает срыв потока с передней кромки.

Отклоняемые носки дают меньший прирост  $\Delta C_{Y_{\max}}$ , чем предкрылки и щитки Крюгера, и имеют резкое падение  $C_{Y_a}$  после начала срыва.

### ***Механизация задней кромки крыла***

К механизации задней кромки крыла относятся щитки и закрылки.

Щитки представляют собой плоские, отклоняющиеся вниз части нижней поверхности крыла, расположенные вдоль размаха крыла у его задней кромки.

По конструктивному выполнению щитки бывают: поворотные и со скользящей осью.

Увеличение  $C_{y_a}$ , при отклонении простых щитков объясняется:

- увеличением кривизны профиля;
- управлением пограничным слоем, так как при отклонении щитка между ним и крылом образуется зона разрежения, в которую подсасываются струйки воздуха. Скорость потока над крылом

возрастает и увеличивается разрежение над крылом.

У щитка со скользящей осью дополнительно увеличивается  $C_{Y_a}$  благодаря увеличению площади крыла  $S$ .

Применение щитка увеличивает  $C_{Y_a}$  примерно на 50% при незначительном уменьшении критического угла атаки  $\alpha_{кр}$  (на  $1-2^\circ$ )

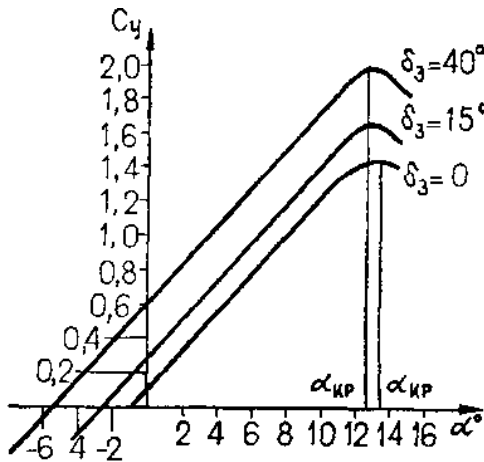


Рис. 2.25. Влияние выпуска щитков на кривую  $C_{y_a}(\alpha)$

По сравнению с другими средствами механизации задней кромки щитки незначительно увеличивают несущую способность крыла, но значительно увеличивают его лобовое сопротивление. Это уменьшает аэродинамическое качество крыла  $K$ , обеспечивает большую крутизну планирования и более эффективное торможение самолёта на пробеге.

Закрылками называется хвостовая часть крыла, которая может отклоняться вниз.

Закрылки бывают поворотные; щелевые, многощелевые и выдвигаемые.

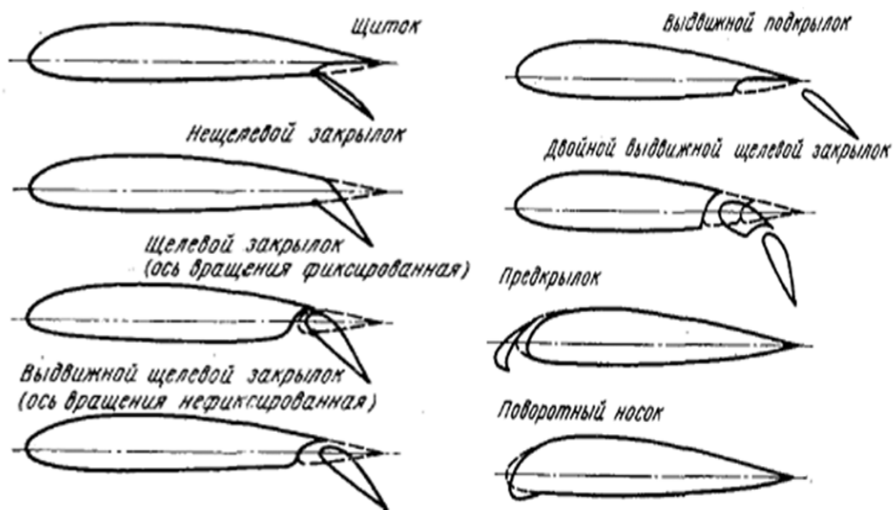


Рис. 2.26. Механизация крыла

Увеличение коэффициента  $C_{y_a}$  max при отклонении поворотного закрылка происходит в результате увеличения кривизны профиля. При отклонении щелевого закрылка между крылом и носком закрылка образуется профилированная щель, через которую движется поток воздуха, с большой скоростью вытекающий на верхнюю поверхность крыла и увеличивающий разрежение над крылом.



Щелевые закрылки эффективнее, чем поворотные, т.к.  $C_{Y_a}$  возрастает не только за счет увеличения кривизны профиля, но и за счет щелевого эффекта.

Многощелевой закрылок еще более эффективен за счет дополнительного щелевого эффекта.

Выдвижные закрылки дают дополнительное увеличение коэффициента  $C_{Y_a}$ , т.к. отклонение закрылка сопровождается увеличением площади крыла за счет сдвига оси закрылка.

При выпуске закрылков коэффициент лобового сопротивления  $C_{X_a}$  увеличивается интенсивнее, чем коэффициент подъемной силы  $C_{Y_a}$ , в результате чего аэродинамическое качество крыла ( $K = \frac{C_{Y_a}}{C_{X_a}}$ ) уменьшается. Поэтому при взлете, когда необходимо возможно высокое  $K$ , закрылки отклоняются на меньший угол, чем при посадке.

По статистике, углы отклонения закрылков при взлете самолета  $\delta_z = 15...20^\circ$ , а при посадке  $\delta_z = 40...60^\circ$ .

Обычно на современных самолетах с тремя и четырьмя двигателями широко применяются двух- и трехщелевые выдвижные закрылки, которые дают прирост  $C_{Y_a}$  более, чем на 100% , а на самолетах с двумя двигателями – выдвижные однощелевые закрылки..

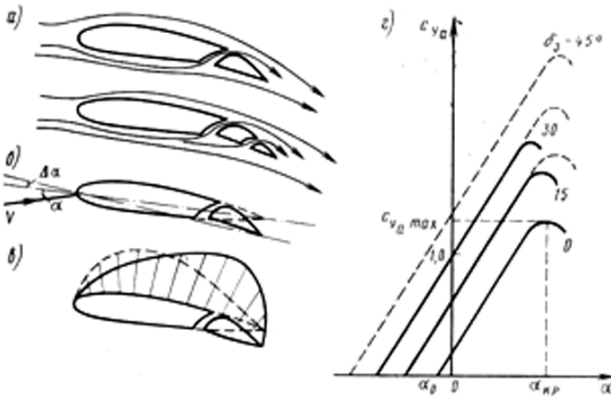


Рис. 2.27. Схема обтекания крыла с закрылком:  
 а) в рабочем положении; б) изменение фактического угла атаки;  
 в) перераспределение давления при отклонении закрылка; г) влияние угла отклонения закрылка на кривую  $C_{Y\alpha}(\alpha)$

К механизации, предназначенной для увеличения коэффициента лобового сопротивления  $C_{X_a}$  и кратковременного уменьшения коэффициента подъемной силы  $C_{Y_a}$ , относятся тормозные щитки. Применяются они для увеличения крутизны снижения самолета, для повышения эффективности торможения колес при посадке, для улучшения маневренности самолета.

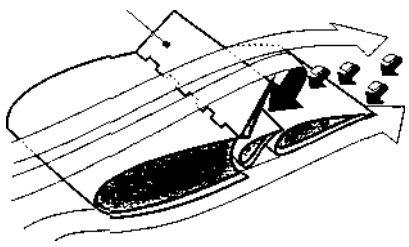


Рис. 2.28. Интерцептор

Роль тормозных щитков могут играть интерцепторы (рис. 2.28), представляющие собой узкие плоские или слегка искривленные пластины, расположенные вдоль размаха и выдвигаемые через щели в крыле примерно по нормали к его

поверхности. Применяются и отклоняющиеся интерцепторы.

Интерцепторы открываются в момент касания самолетом земли при посадке и срывают поток с поверхности крыла. Подъемная сила крыла сразу резко уменьшается, что обеспечивает при торможении колесами создание большой тормозной силы. В результате пробег самолета сокращается. Интерцепторы в этом случае называют спойлерами.

Если интерцептор выдвигается в поток на высоту пограничного слоя, то он играет роль турбулизатора. Изменяя характер течения в пограничном слое путем искусственной турбулизации, интерцептор уменьшает опасность появления отрыва пограничного слоя.

Интерцептор может применяться и для улучшения боковой управляемости самолета. Отклоняясь вверх вместе с элероном на одном из полукрыльев, он создает управляющий момент по крену.

К средствам, улучшающим устойчивость и управляемость самолета, относятся следующие устройства: предкрылки 1, отклоняемые носки крыла 2, носовые щитки 3, турбулизаторы 4. Этому же способствуют элементы конструкции, формирующие вихри и препятствующие перетеканию пограничного слоя к концам крыла, — аэродинамические гребни 5, «запилы» 6 и изломы 7 передних кромок крыла.

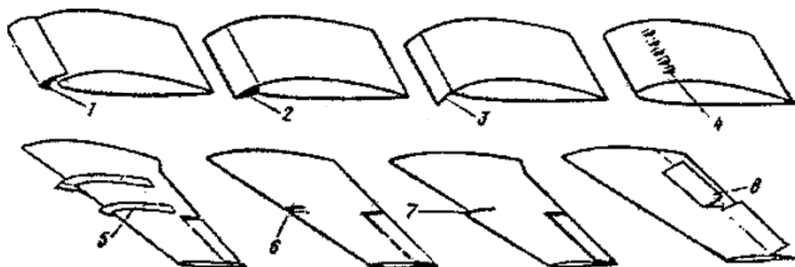


Рис. 2.29. Средства улучшения устойчивости и управляемости

Иногда для получения заданных взлетно-посадочных характеристик приходится на одном крыле применять несколько различных видов механизации.

### Управление пограничным слоем (УПС)

Высокие значения  $C_{y_a}$  могут быть реализованы при наличии механизации крыла по всему размаху в виде предкрылков и закрылков.

Но более эффективной механизацией, чем предкрылки и закрылки, являются управление пограничным слоем или реактивные закрылки с выдувом струи воздуха из задней кромки крыла.

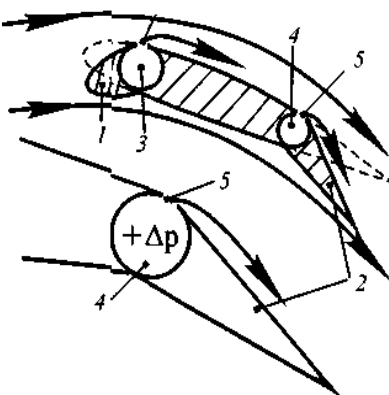


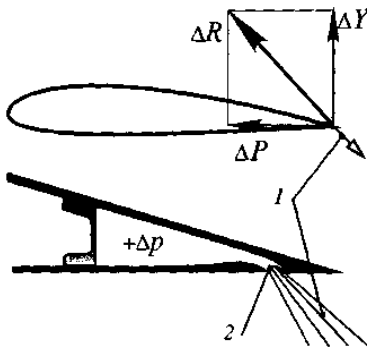
Рис. 2.30. Струйная механизация передней и задней кромок крыла

Суть УПС заключается в обеспечении безотрывного обтекания крыла в достаточно большом диапазоне углов атаки за счет увеличения энергии пограничного слоя.

Из различных способов УПС наибольшее распространение получил способ, основанный на выдуве через щель или систему щелей тонкой струи воздуха, вытекающей с большой скоростью по касательной к поверхности крыла. Место выдува соответствует зоне наиболее вероятного появления отрыва потока, т.е. в районе носка крыла или закрылка.

В качестве примера таких средств можно отметить выдув струй (рис. 2.30), направленных по касательной к поверхности крыла при отклоненном носке 1 и закрылке 2. Сжатый воздух, отбираемый от компрессора двигателя, по воздушным каналам подается в каналы 3 и 4, идущие вдоль размаха крыла и имеющие щелевые сопла 5, обеспечивающие выдув воздуха и увеличение кинетической энергии потока, обдувающего крыло

УПС с помощью отсоса пограничного слоя применяется реже из-за трудностей его реализации.



Струйный (реактивный) закрылок (рис. 2.31) представляет собой плоскую струю 1 сжатых газов, вытекающих с большой скоростью из узкой щели 2, расположенной вдоль размаха у

Рис. 2.31. Струйный закрылок

задней кромки крыла.

Струя затрудняет обтекание крыла снизу, в результате чего под крылом повышается давление.

В то же время за счет подсосывающего влияния струи скорость потока над крылом увеличивается, а давление уменьшается, как и при отклонении обычного закрылка.

Кроме того, за счет реакции вытекающих газов струйный закрылок создает дополнительную силу  $\Delta R$ , составляющая  $\Delta Y$  которой увеличивает подъемную силу крыла, а составляющая  $\Delta P$  является дополнительной силой для преодоления лобового сопротивления.

Реактивные закрылки можно также использовать в качестве элеронов и рулей высоты для управления самолетом.

Теоретически струйная механизация позволяет достичь очень высоких значений коэффициента  $C_{Y_a}$  на взлетно-посадочных режимах ( $C_{Y_a} = 10 \dots 15$ ), но их практическое применение представляет трудную инженерную проблему, связанную с конструированием протоков, изоляцией, нарушением расчетного режима работы вблизи земли.

### ***Распределение давления по профилю крыла***

Аэродинамические силы — это силы давления и трения. Полная аэродинамическая сила крыла пред-

ставляет собой равнодействующую системы элементарных сил давления и трения.

При изменении условий обтекания силы давления изменяются в значительно большей степени, чем силы трения. Поэтому при изучении аэродинамических характеристик крыла прежде всего нужно понять, как распределяется давление по его поверхности в том или ином случае. Распределение давления по профилю необходимо знать при расчете крыла на прочность.

Распределение давления по крылу обусловлено деформациями воздушных струек: там, где струйки сузились, скорость возрастает и давление падает, там, где струйки расширились, воздух тормозится и давление повышается.

Для получения картины распределения давления по крылу в аэродинамической трубе продувают дренированную модель. На поверхности дренированного крыла располагается ряд приемных отверстий диаметром 1.5 ... 2 мм. От этих отверстий внутри модели проложены трубки, идущие к манометрам, измеряющим избыточное давление  $\Delta P$  в каждой дренажной точке. Избыточное давление

$$\Delta P = P - P_{атм},$$

где  $P$  — *местное давление в данной точке профиля*,  
 $P_{атм}$  — *статическое давление в набегающем потоке*.

На практике обычно пользуются безразмерным коэффициентом давления  $\bar{P}$ .

Коэффициентом давления называют отношение избыточного давления к скоростному напору невозмущенного потока:

$$\bar{p} = \frac{\Delta P}{q_\infty}; \quad q = \frac{\rho V_\infty^2}{2}$$

Распределение давления по профилю обычно изображают графически в виде векторной диаграммы или координатной эпюры  $\bar{p} = f \bar{x}$ .

Для построения векторной диаграммы вычерчивается профиль крыла, размечаются на нем точки, в которых измерялось избыточное давление  $\Delta P$  и от этих точек по нормали к поверхности профиля откладываются в масштабе величины избыточного давления  $\Delta P$  в виде векторов, перпендикулярных контуру профиля. Повышенное давление  $\Delta P$  изображают стрелкой, направленной к профилю, пониженное — от профиля. Внешние концы векторов соединяют плавной кривой.

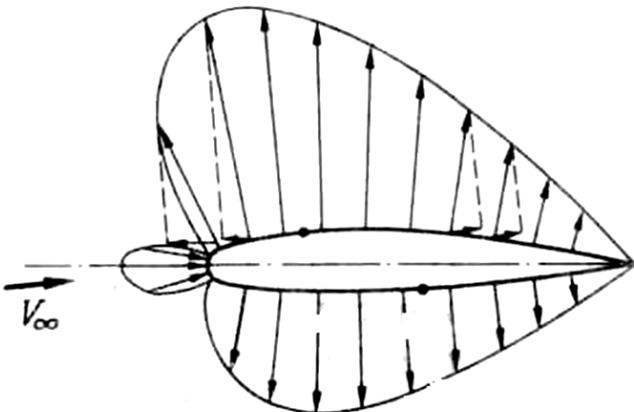




Рис. 2.32. Векторная диаграмма распределения давления по профилю

Векторная диаграмма весьма наглядна, но для ее построения нужно много времени. Поэтому на практике удобнее пользоваться координатными эпюрами  $\bar{p} = f(\bar{x})$ . Она представляет собой график зависимости коэффициента давления  $\bar{p}$  от относительной координаты точек профиля

$$\bar{x} = \frac{x}{b}$$

Принято отрицательные значения  $\bar{p}$  откладывать вверх, а положительные вниз.

В этом случае кривая  $\bar{p} = f(\bar{x})$  для верхней поверхности профиля проходит выше аналогично кривой для нижней поверхности, чем достигается наглядность графика.

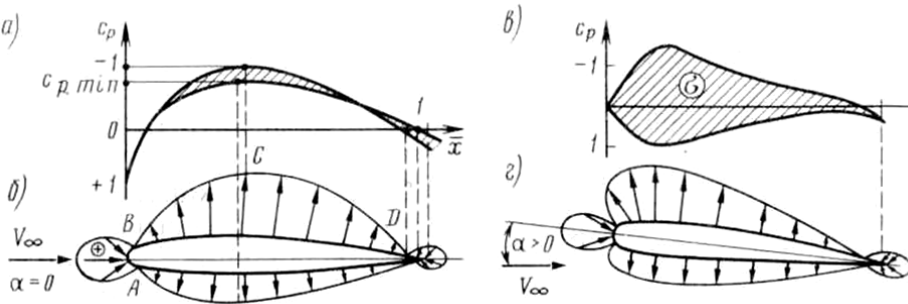


Рис. 2.33. Координатные и векторные эпюры распределения давления: а и б — при  $\alpha=0$ , в и г — при  $\alpha>0$

Распределение давления зависит от формы профиля и угла атаки.

## Общие закономерности построения эпюр распределения давления

1.

Максимальная положительная величина коэффициента давления  $\bar{P} = +1$  соответствует точке полного торможения, в которой  $V = 0$  и величина избыточного давления равна скоростному напору.

$$P_0 = P_\infty + \frac{\rho V_\infty^2}{2}; \Delta P = P_0 - P_\infty = \frac{\rho V_\infty^2}{2} = g_\infty; \bar{P} = \frac{\Delta P}{g_\infty} = \frac{g_\infty}{g_\infty} = 1$$

2. Минимальный коэффициент давления находится в месте минимального сечения струйки и может достигать значения  $\bar{P} = -5 \dots -6$ .

3. Около хвостика профиля струйки приобретают примерно исходную толщину, скорость становится близкой к скорости невозмущенного потока и  $\bar{P} = 0$ .

Пользуясь эпюрами распределения давления, можно определить аэродинамические силы и моменты, приложенные к крылу, а также центр давления на хорде. ( Практическая работа подобного содержания будет выполняться после изучения раздела «Крыло в потоке несжимаемого газа»).

Центром давления называется точка пересечения полной аэродинамической силы с хордой крыла. Положение ц. д. принято характеризовать относительной координатой

$$x_{\text{д.д.}}^- = \frac{x_{\text{д.д.}}}{b} \cdot 100\% ,$$

где  $x_{цд}$  — расстояние от носка профиля до центра давления.

Положение ц. д. зависит от формы профиля и угла атаки.

При изменении угла атаки крыла меняются распределение давления по профилю, величина и направление полной аэродинамической силы и перемещается центр давления.

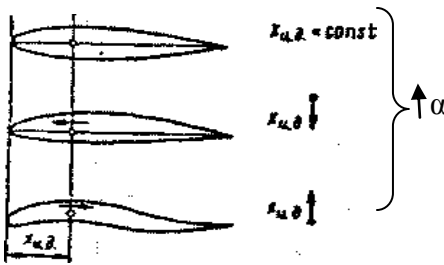


Рис. 2.34. Зависимость положения ц. д. от формы профиля и угла атаки

Центр давления симметричных профилей при изменении угла атаки практически не перемещается, т.е.  $x_{цд} = \text{const}$ .

У несимметричных профилей увеличение угла атаки смещает центр давления к носку профиля, а уменьшение угла атаки приводит к смещению центра давления к хвосту профиля.

У S-образных профилей центр давления перемещается по обратному закону, вследствие чего такие профили самоустойчивы и применяются на крыльях самолетов схем «бесхвостка» и «летающее крыло».

Закон перемещения центра давления по хорде профиля является важной характеристикой, влияющей на устойчивость и управляемость самолета.

Другой характерной точкой на хорде является аэродинамический фокус профиля.

Аэродинамическим фокусом профиля называется точка, относительно которой главный момент сил давления потока не зависит от угла атаки.

Исследования показали, что аэродинамический фокус профиля располагается на  $\frac{1}{4}$  его хорды от носка,

$$\text{т. е. } \bar{x}_f = 0,25.$$

## **Аэродинамика самолётов**

### **Подъемная сила**

Подъемная сила самолёта создаётся в основном крылом, поэтому оно называется несущей частью самолета. Подъемная сила ненесущих частей (всех частей самолета кроме крыла) сравнительно мала и при аэродинамическом расчете ею пренебрегают, считая равной нулю.

Поэтому подъемную силу самолета считают равной подъемной силе крыла

$$Y_{a \text{ сам}} = Y_{a \text{ крыла}}$$

А так как аэродинамические силы пропорциональны своим коэффициентам, то и

$$C_{y_{a \text{ сам}}} = C_{y_{a \text{ кр}}}.$$

Следовательно, кривая  $C_{y_a}(\alpha)$  для крыла и самолёта будет одной и той же.

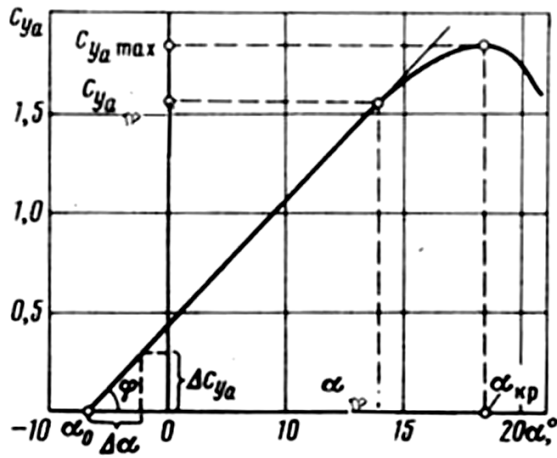


Рис.2.35. Зависимость  $C_{y_a}$  ( $\alpha$ ) для крыла и самолета

### Лобовое сопротивление самолета

Современный самолет представляет собой комбинацию фюзеляжа, крыла, оперения и рулевых поверхностей. Оказывается, сумма лобовых сопротивлений всех этих агрегатов самолета, взятых изолированно, не равна лобовому сопротивлению самолета в целом.

Лобовое сопротивление самолёта имеет следующие составляющие:

$$X_{a \text{ сам}} = X_{a \text{ кр}} + X_{a \text{ ненес.ч.}} + X_{a \text{ интерф.}}$$

$X_{a \text{ ненес.ч.}}$  — сопротивление несущих частей самолёта. Это сопротивление всех частей самолета кроме крыла

$X_{a \text{ интерф.}}$  — это сопротивление интерференции, возникающее из-за взаимодействия потоков, обтекающих разные части самолёта.

В системах крыло-фюзеляж, крыло-гондола, оперение-фюзеляж интерференция возникает из-за разных скоростей течения струек в потоках, обтекающих соседние части самолета, так как это приводит к завихрению и отрыву пограничного слоя.

Сопротивление несущих частей и сопротивление интерференции объединяют под общим названием «вредное сопротивление»:

$$X_{a \text{ вр}} = X_{a \text{ несес. ч.}} + X_{a \text{ интерф.}}$$

Тогда лобовое сопротивление самолета можно представить в виде следующей суммы:

$$X_{a \text{ сам}} = X_{a \text{ кр}} + X_{a \text{ вр}}$$

и соответственно

$$C_{x_{a \text{ сам}}} = C_{x_{a \text{ кр}}} + C_{x_{a \text{ вр}}}$$

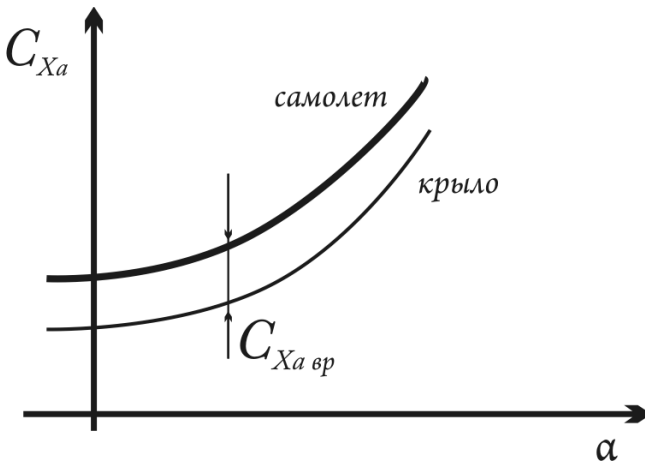


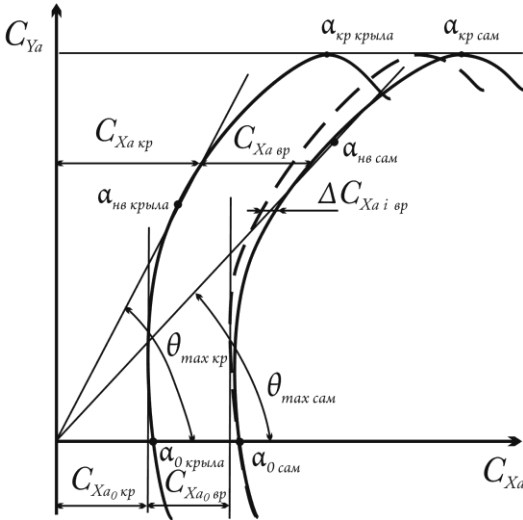
Рис. 2.36. График зависимости  $C_{Xa}(\alpha)$

Для построения графика  $C_{Xa}(\alpha)$  самолета кривую  $C_{Xa}(\alpha)$  крыла смещают вверх на величину  $C_{Xa \text{ вр}}$ .

### Поляра самолета, аэродинамическое качество

Чтобы построить полярю самолёта, нужно полярю крыла сместить вправо на величину  $C_{x_a}$  вр.

Рассмотрим характерные точки поляры:



$\alpha_0$  — это угол атаки, на котором происходит отвесное пикирование самолёта.

$\alpha_{кр}$  — угол атаки, на котором совершается взлёт и посадка современных самолётов.

Рис. 2.37. Перестроение поляры крыла в полярю самолета

Значения углов атаки  $\alpha_0$  и  $\alpha_{кр}$  определяются

по графику  $C_{y_a}(\alpha)$ , который для крыла и самолета один и тот же. Поэтому  $\alpha_{0сам} = \alpha_{0крыла}$ ;  $\alpha_{крсам} = \alpha_{кркрыла}$

Наивыгоднейший угол атаки самолета на  $2...3^\circ$  больше наивыгоднейшего угла атаки крыла.

$$\alpha_{нвсам} = \alpha_{нвкр} + 2...3^\circ$$

Из рис. 2.37. видно, что максимальное аэродинамическое качество самолета меньше максимального аэродинамического качества крыла, т.к.

$$K_{\maxсам} = \text{tg} \theta_{\maxсам}, \quad K_{\maxкрыла} = \text{tg} \theta_{\maxкрыла},$$

$$\text{а } \theta_{\maxсам} < \theta_{\maxкрыла}.$$

*Вопросы для повторения*

1. На каком законе основан аэростатический принцип создания подъемной силы.
2. Какое преимущество обеспечивает аэростатический принцип создания подъемной силы.
3. Какой принцип создания подъемной силы называется аэродинамическим? В каких летательных аппаратах он используется?
4. Какие недостатки имеют летательные аппараты, основанные на аэродинамическом принципе создания подъемной силы?
5. Чем объясняется широкое распространение летательных аппаратов использующих аэродинамический принцип создания подъемной силы?
6. В каких летательных аппаратах используется реактивный принцип создания подъемной силы? Каковы физическая сущность этого принципа и его преимущества?
7. Какое назначение имеют основные части самолета: крыло, фюзеляж, элероны, стабилизатор, киль, рули высоты, руль поворота, шасси, силовая установка?
8. Какова физическая сущность аэродинамической силы?
9. Как называются составляющие аэродинамической силы в скоростной системе координат?
10. Какие параметры определяют форму профиля крыла?
11. На каких самолетах применяется крыло оживальной формы?



12. Каким образом и с какой целью создается аэродинамическая и геометрическая крутка крыла?

13. Что называют углом атаки крыла? Как изменяется спектр обтекания профиля при увеличении угла атаки?

14. На каких самолетах и с какой целью крыло имеет угол обратного поперечного “V”?

15. Как создается подъемная сила крыла?

16. Причина и последствия явления схода потока.

17. Какие причины вызывают появление силы лобового сопротивления крыла?

18. Какая величина определяет аэродинамическое совершенство крыла?

19. Какова зависимость коэффициента подъемной силы от угла атаки? Изобразить график  $C_{Y_a}(\alpha)$ . Показать характерные точки этого графика.

20. Какую зависимость показывает поляр крыла? Какие характерные углы атаки можно определить по поляре?

21. Чем поляр самолета отличается от поляры крыла?

22. Как можно уменьшить лобовое сопротивление самолета?

23. Что называется интерференцией частей самолета? Объясните ее причину и явление на сопротивление самолета.

24. Как следует изменить параметры профиля крыла  $\bar{x}_c, \bar{c}, \bar{f}$  и радиус закругления носка  $r$ , чтобы уменьшилось профильное сопротивление?

25. Какими средствами можно уменьшить сопротивление трения?

26. На каком угле атаки совершается отвесное пикирование?

27. Чему равно аэродинамическое качество самолета при отвесном пикировании?

28. Назначение и принцип действия интерцептора.

29. Какое основное значение имеет механизация передних кромок крыла? Назвать самолеты, на которых применена механизация передних кромок?

30. Какое основное назначение имеет механизация задних кромок крыла?

31. За счет чего увеличивается несущая способность крыла при отклонении выдвижных закрылков?

32. В полете возникло обледенение крыла. Как это отразится на поляре самолета?

### **Глава 3. Основы газовой динамики**

Теоретические основы газовой динамики, изучающей законы движения воздуха на околозвуковых скоростях, были заложены в 1902 году работой С.А. Чаплыгина «О газовых струях». На скоростях, соизмеримых со скоростью звука, воздух ведет себя как газ, т.е. проявляет сжимаемость. Поэтому на больших скоростях полёта основным физическим свойством, влияющим на образование аэродинамических сил, является сжимаемость воздуха.

Свойство сжимаемости воздуха проявляется в том, что всякое возмущение в нем, т.е. местное сжатие (местное повышение давления и плотности воздуха), распространяется в виде очень малых возмущений – колебаний давления и плотности. Эти колебания происходят со звуковыми частотами и распространяются в виде волн со скоростью звука.

Таким образом, со свойством сжимаемости жидкости и газа тесно связаны явления распространения звука.

#### ***Природа и скорость звука***

Под звуком понимается распространяемые в воздушной среде малые изменения давления и плотности.

Источником звука является колеблющееся тело, от которого частицы воздуха приходят в колебательное движение. Скорость колебательного движения частиц очень мала, а скорость распространения возмущений,

вызванных этими колебаниями, очень велика. Смещение каждой отдельной частицы ничтожно мало, а возмущение передается на большие расстояния.

Скоростью звука называется скорость распространения этих малых возмущений. Она определяется по формуле, называемой формулой Лапласа:

$$a = \sqrt{K \cdot \frac{P}{\rho}}, \text{ где } K \text{ — коэффициент адиабаты.}$$

Так как скорость звука  $a$  зависит от параметров, которые характеризуют сжимаемость, т.е. от соотношения давления и плотности, то она является характеристикой сжимаемости газа.

Анализируя формулу, приходим к выводу, что чем более сжимаем газ, тем меньше скорость звука в этом газе.

Выведем зависимость скорости звука  $a$  от температуры.

Для этого воспользуемся уравнением состояния газа:

$$P = \rho RT \Rightarrow \frac{P}{\rho} = RT \Rightarrow a = \sqrt{KRT} ;$$

Для воздуха:  $K=1,4$ ;  $R=287,14 \frac{\text{Дж}}{\text{кг} \cdot \text{К}}$  и формула после подстановки приобретает вид:

$$a = 20\sqrt{T}$$

Как видно из формулы, чем меньше температура газа, тем меньше скорость распространения звука в этом газе.

## Понятие о числе Маха

Каждая точка поверхности тела, движущегося в воздухе, является источником повышения или понижения давления, плотности и других параметров воздушного потока, т.е. источником слабых возмущений.

Следовательно, в полёте самолёт подобно источнику звука создаёт волны слабых возмущений.

При малых скоростях полета возмущения, вызванные движением самолета, значительно его опережают, раздвигают воздух, поэтому сжатия воздуха перед самолетом практически не происходит (рис.3.1,а).

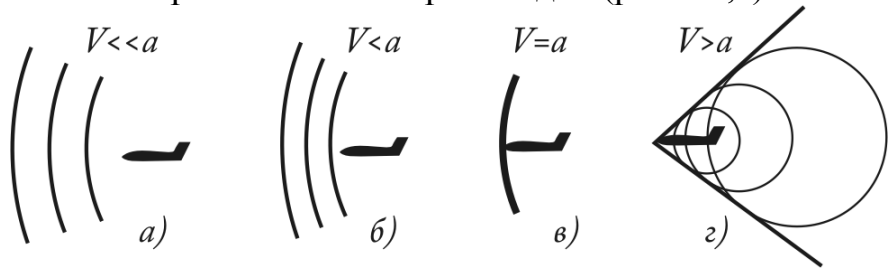


Рис. 3.1. К понятию числа  $M$  полета

При больших скоростях полета созданные самолетом возмущения не успевают уйти далеко вперед, и перед самолетом образуется зона сжатого воздуха (рис. 3.1,б).

При скорости полета, равной скорости звука, волны слабых возмущений не могут оторваться от самолета и образуют плотно сжатую воздушную пленку, называемую скачком уплотнения или ударной волной (рис. 3.1. в).

При скорости полета больше скорости звука волны слабых возмущений отстают от самолета и располагаются за ним в виде конуса (рис. 3.1,г).

Таким образом, проявление сжимаемости зависит от соотношения скорости полёта и скорости звука.

Отношение скорости полёта к скорости звука называется числом Маевского или числом Маха и является критерием сжимаемости газа.

$$M = \frac{V}{a}$$

Считается, что сжимаемость воздуха начинает проявляться при  $M \geq 0,4$ .

В тропосфере с увеличением высоты температура понижается, поэтому уменьшается скорость звука. Следовательно, при одной и той же скорости полета с увеличением высоты число Маха будет увеличиваться.

### Получение и особенности сверхзвуковых потоков

Впервые сверхзвуковое течение газа было получено в конце 19 века шведским инженером Лавалем в трубе переменного сечения, названной впоследствии соплом Лавалья.

Сопло Лавалья представляет собой насадок, состоящий из короткой сужающейся части и следующей за ней более длинной расширяющейся части.

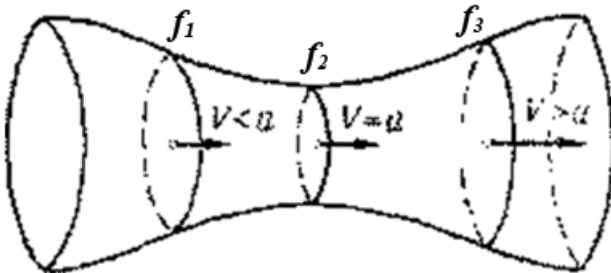


Рис. 3.2. Сопло Лавалья

Сопло Лавалья может работать в расчётном и нерасчётном режимах.

Если в самом узком сечении сопла, называемом критическим, местная скорость потока становится равной местной скорости звука, то в расширяющейся части сопла поток становится сверхзвуковым. Такой режим работы сопла называется расчётным.

Если через сопло Лавалья протекает газ со скоростью, меньшей скорости звука, то во входной части сопла скорость нарастает, в критическом сечении достигает максимума и в выходной части убывает.

Сверхзвуковое течение газа имеет следующие особенности:

- 1) для увеличения скорости потока поперечное сечение необходимо увеличивать;
- 2) волны слабых возмущений не могут распространяться впереди тела, летящего со сверхзвуковой скоростью, а распространяются за ним в виде конуса, называемого конусом Маха;
- 3) при торможении сверхзвукового потока всегда возникают скачки уплотнения.

### *Первая особенность*

Первая особенность объясняется, тем, что удельный расход газа  $\rho \cdot V$  с увеличением скорости в дозвуковом диапазоне скоростей увеличивается, а в сверхзвуковом – уменьшается.

Как следует из уравнения неразрывности, в случае сжигаемого газа площадь поперечного сечения струй-

ки обратно пропорциональна произведению плотности газа на его скорость.

$$\rho \cdot V \cdot f = m;$$

$$\rho \cdot V = \frac{m}{f}.$$

Произведение  $\rho \cdot V$  называется удельным расходом газа, так как оно равно массе газа, протекающей за 1 сек через единицу площади поперечного сечения струйки. (рис. 3.3)

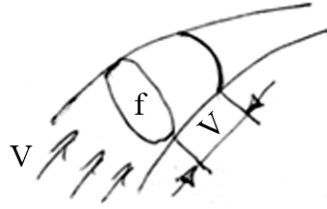


Рис. 3.3. Секундный массовый расход  $m$

Рассмотрим, как изменяется удельный расход газа с изменением скорости вдоль струйки.

Из термодинамики известна зависимость плотности воздуха от скорости его течения (рис. 3.4).

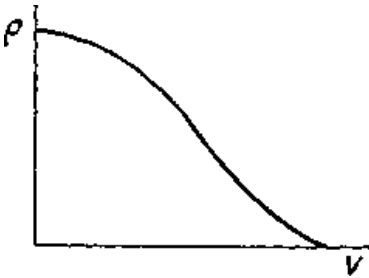


Рис. 3.4. Изменение плотности с ростом скорости

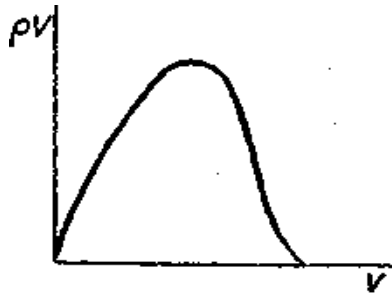


Рис. 3.5. Зависимость удельного расхода газа от скорости

Если, пользуясь этим графиком, построить зависимость  $\rho V(V)$ , то она будет иметь вид, представленный на рис. 3.5.



Такое течение графика объясняется тем, что на дозвуковых скоростях с ростом скорости плотность уменьшается медленнее, чем увеличивается скорость, и произведение  $\rho V$  возрастает, а на сверхзвуковых скоростях происходит резкое падение плотности при увеличении скорости и удельный расход  $\rho V$  уменьшается.

Максимуму удельного расхода соответствует минимальное сечение струи. Эта точка соответствует скорости  $V$ , равной скорости звука  $a$ .

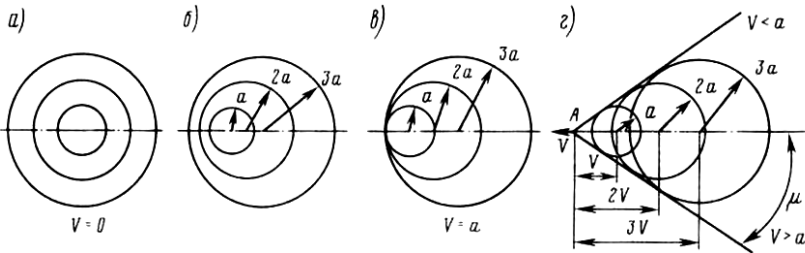
Следовательно, на дозвуковых скоростях для увеличения скорости поперечное сечение струйки необходимо уменьшать, а на сверхзвуковых – увеличивать.

### *Вторая особенность*

Для объяснения второй особенности рассмотрим картину распространения звуковых волн в сверхзвуковом потоке. От источника возмущений возмущения распространяются во все стороны со скоростью звука  $a$  в виде сферических волн уплотнения или разрежения. В неподвижной среде границей возмущенной зоны является расширяющаяся сферическая поверхность с центром в источнике возмущений.

При равномерном течении среды сферические волны. Возникающие в источнике возмущений, сносятся потоком в направлении скорости течения.

За время  $t$  радиус сферической волны, исходящей из возмущающей точки, станет равным  $a \cdot t$ , а центр волны



будет снесен потоком на расстояние  $V \cdot t$  относительно той же точки. Волны, возникающие позднее, имеют меньший радиус и находятся ближе к центру.

Рис. 3.6. Распределение звуковых волн

Поверхность, огибающая сферические волны, образует конус возмущений с вершиной в источнике возмущений. Синус угла при вершине такого конуса может быть представлен в виде

$$\sin \mu = \frac{at}{Vt} = \frac{a}{V} = \frac{1}{M};$$

$\mu$  — угол слабых возмущений (это угол между линией слабых возмущений и линией потока).

Конус слабых возмущений называется конусом Маха, так как угол  $\mu$  зависит от числа  $M$ .

Коническая поверхность с углом раствора  $2\mu$  является границей, в пределах которой распространяются малые возмущения и за пределы которой они не выходят.

Чем больше число  $M$  полета, тем меньше угол раствора конуса, тем меньше возмущенная зона. При

уменьшении числа  $M$  угол  $\mu$  увеличивается, тем самым увеличивается возмущенная зона.

Когда газовый поток движется со скоростью, равной скорости звука.

( $V=a$ ;  $M=1$ ), угол слабых возмущений  $\mu=90^\circ$ . В этом случае границей возмущения является плоскость, нормальная к направлению скорости (рис. 3.6, в).

### *Третья особенность*

При торможении сверхзвукового потока в нем появляются скачки уплотнения, что объясняется результатом наложения слабых возмущений. Тело, обтекаемое потоком воздуха, является совокупностью множества точечных источников возмущений. В сверхзвуковом потоке слабые возмущения точечных источников – конусы возмущений – суммируются, создавая более сильное возмущение среды. Скачок уплотнения представляет собой границу возмущений, вызванных телом.

Скачком уплотнения называется тонкий плотно сжатый слой воздуха, образующийся при торможении сверхзвукового потока.

Толщина скачка примерно равна удвоенной длине свободного пробега молекул, т.е. очень мала.

При переходе через скачок уплотнения сверхзвуковой поток теряет часть своей кинетической энергии в результате преобразования ее в энергию давления и тепловую энергию. Поэтому одновременно с резким уменьшением скорости  $V$  в скачке происходит столь

же резкое повышение давления  $p$ , плотности  $\rho$  и температуры  $T$ .

Скачки уплотнения бывают:

- прямые
- косые
- криволинейные

Прямым называется скачок уплотнения, поверхность которого перпендикулярна набегающему потоку. При переходе через такой скачок поток всегда становится дозвуковым (рис. 3.7,а).

Косым называется скачок уплотнения, поверхность которого расположена под углом к набегающему потоку (рис. 3.7, б).

При переходе через косой скачок поток тормозится меньше, чем напрямом, так как уменьшается только нормальная составляющая скорости потока, а тангенциальная составляющая  $V_t$  сохраняет своё значение. Это вызывает изменение направления потока за скачком. За косым скачком скорость полёта может оставаться сверхзвуковой.

При обтекании конуса с большим углом раствора или тел с закруглённой носовой частью поверхность скачка отходит от тела и приобретает криволинейную форму. Такой скачок уплотнения называется криволинейным.

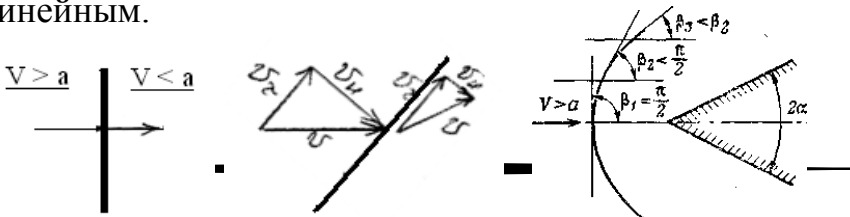


Рис. 3.7. Скачки уплотнения: а) прямой; б) косой; в) криволинейный

Криволинейный скачок можно рассматривать как серию косых скачков с разными углами наклона. В носовой части тела такой скачок имеет элемент прямого скачка, а каждый последующий элемент скачка имеет все больший угол наклона.

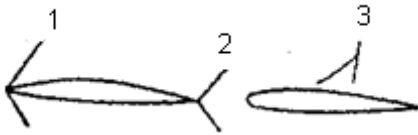


Рис. 3.8. Скачки уплотнения

По расположению скачка относительно тела бывают скачки уплотнения головные (1), хвостовые (2), местные (3).

### Волновой кризис крыла

С увеличением скорости набегающего потока аэродинамические характеристики крыла претерпевают изменения, которые начинают проявляться уже при  $M_\infty = 0,5 \dots 0,6$ .

При обтекании профиля крыла, струйка деформируется, её сечение вдоль профиля переменное, а так как  $\rho \cdot V \cdot f = const$  (согласно уравнению неразрывности струйки), то и скорость вдоль профиля переменна. Скорость потока в каждой точке профиля называется местной скоростью. Скорости потока вдоль профиля крыла могут значительно отличаться от скорости набегающего потока.

При околосвуковых скоростях местная скорость в каком-нибудь месте профиля может оказаться равной местной скорости звука.

Число  $M_\infty$  невозмущённого дозвукового потока, при котором на поверхности крыла хотя бы в одной точке появляется местная скорость, равная скорости звука, называется критическим числом Маха ( $M_*$ ). Скорость полёта, соответствующая  $M_*$ , называется критической скоростью.

Число  $M_*$  всегда меньше единицы и его величина зависит от формы профиля и его угла атаки.

При дальнейшем увеличении скорости на поверхности профиля образуются области местных сверхзвуковых скоростей, которые обычно замыкаются местными скачками уплотнения.

Рассмотрим физическую сущность волнового кризиса.

Струйка, обтекающая профиль крыла имеет форму сопла Лавалья.



Рис. 3.9. Обтекание профиля околосвуковым потоком

При  $M_\infty < M_*$  поток в струйке до точки A разгоняется, а затем замедляется .

При  $M_\infty > M_*$  в районе точки А появляется зона сверхзвуковых скоростей, т.е. после точки А поток продолжает разгоняться, затем возникает прямой скачок уплотнения, при переходе через который поток становится дозвуковым.

Перед прямым скачком часто наблюдается косой скачок; соединяясь спрямым, он образует *лямбдаобразный скачок*.

В результате взаимодействия местного скачка уплотнения с пограничным слоем развивается волновой срыв потока. Из-за продольных колебаний скачка и волнового срыва потока возникают вибрации.

При увеличении числа  $M_\infty$  скачки отодвигаются к задней кромке профиля, и увеличивается зона сверхзвуковых скоростей. Зона максимального разрежения над крылом смещается к задней кромке крыла.

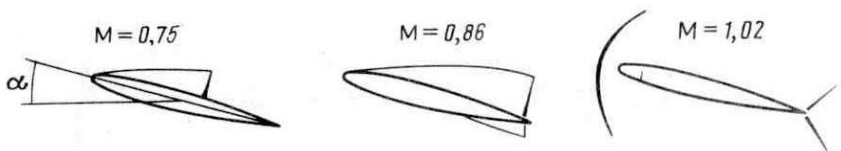


Рис. 3.10. Развитие волнового кризиса

Явление образования на поверхности крыла местных сверхзвуковых зон и местных скачков уплотнения, приводящих к смещению центра давления, нарушению устойчивости и управляемости самолета, вибрациям, называется волновым кризисом крыла.

## Волновое сопротивление крыла

Волновой кризис качественно изменяет обтекание крыла и вызывает перераспределение давления по его профилю. Максимальное разрежение смещается в хвостовую часть профиля и возрастают усилия, тянущие профиль назад (рис. 3.11)

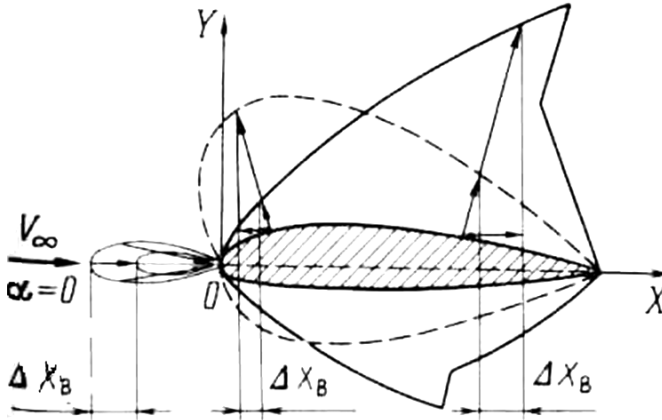


Рис.3.11. Перераспределение давления по профилю при волновом кризисе

Это приводит к появлению дополнительного сопротивления, называемого волновым. По своей сущности волновое сопротивление является сопротивлением давления, т.к. возникает из-за перераспределения давления по профилю.

Таким образом, на околозвуковых скоростях коэффициент лобового сопротивления крыла значительно возрастает и может в несколько раз повысить значение  $C_{xa}$ , имеющее место при  $M_\infty < M_*$ .

Возникает волновое сопротивление при  $M_\infty = M_*$ . По мере возрастания  $M_\infty$  волновое сопротивление уве-



личивается, что объясняется увеличением интенсивности и протяженности скачков уплотнения,

и становится максимальным при  $M_\infty=1$ . При дальнейшем росте числа  $M_\infty$  угол наклона скачков уплотнения увеличивается и волновое сопротивление уменьшается.

### Влияние сжимаемости на аэродинамические характеристики крыла

Проявление сжимаемости вызывает изменение обтекания тела потоком воздуха и распределения давления по профилю крыла, вследствие чего изменяются аэродинамические характеристики.

На рис. 3.12. приведены кривые изменения коэффициента лобового сопротивления  $C_{Xa}$  и коэффициен-

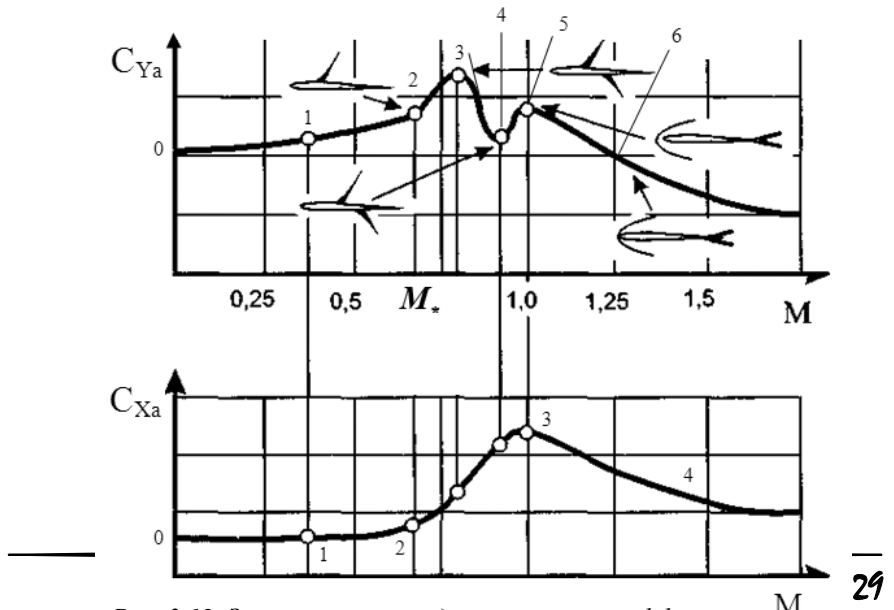


Рис. 3.12. Зависимость аэродинамических коэффициентов от числа Маха

таподъемной силы  $C_{Y_a}$  в зависимости от числа  $M$  для прямого крыла достаточнобольшого удлинения при постоянном угле атаки.

0-1  $C_{Y_a} = \text{const}$ , т. к. не проявляется сжимаемость потока (при  $M < 0.4$ ).

1-2  $C_{Y_a}$  увеличивается, т.к. из-за проявления сжимаемости увеличивается зона разрежения над крылом (диапазон чисел  $M$  от 0.4 до 0.8  $M$ ).

2-3  $C_{Y_a}$  резко возрастает из-за образования местной сверхзвуковой зоны и увеличения разрежения над крылом.

3-4  $C_{Y_a}$  уменьшается из-за появления зоны разрежения под крылом.

4-5 —  $C_{Y_a}$  увеличивается, т.к. нижний скачок уплотнения быстро смещается к задней кромке, а верхний скачок достигает задней кромки при  $M=1$ .

5-6 при  $M=1$  местные скачки уплотнения оказываются у задней части профиля, а перед крылом образуется головной скачок уплотнения.

При дальнейшем увеличении числа  $M$  коэффициент подъемной силы  $C_{Y_a}$  несколько уменьшается, т.к. увеличивается наклон косых скачков.

На кривой  $C_{X_a}(M)$  можно выделить следующие области:

0-1  $C_{X_a} = \text{const}$ , т.к. не проявляется сжимаемость.

1-2  $C_{X_a}$  медленно увеличивается из-за увеличения зоны повышенного давления перед крылом.

$2-3C_{X_a}$  резко увеличивается из-за появления волнового сопротивления крыла и становится максимальным при  $M=1$ .

$3-4C_{X_a}$  уменьшается из-за уменьшения волнового сопротивления.

Весь диапазон чисел  $M$  полёта можно разделить на три области.

1) *Зона дозвуковых скоростей.*

В этой области влияние сжимаемости на коэффициенты  $C_{Y_a}$  и  $C_{X_a}$  выражается следующими формулами:

$$C_{y_{сж}} = \frac{C_{y_{несж}}}{\sqrt{1-M_\infty^2}};$$

*Коэффициент профильного сопротивления*

$$C_{X_a \text{ пр сж}} = C_{X_a \text{ пр несж}} \cdot \eta_M$$

$\eta_M$  — это коэффициент, зависящий от числа  $M$  полёта, относительной толщины профиля точки перехода от ламинарного потока к турбулентному.

*Коэффициент индуктивного сопротивления*

$$C_{X_{aicж}} = \frac{\dot{N}_{\text{Yaric}}^2}{\pi \lambda}.$$

2) *Зона околосвуковых или трансзвуковых скоростей (зона волнового кризиса).*

При  $M_\infty > M_*$  на поверхности крыла имеются дозвуковые и сверхзвуковые зоны течения. Зоны с дозвуковыми скоростями течения не исчезают сразу же при достижении сверхзвуковой скорости полета.

В зависимости от формы профиля это происходит при числах  $M_\infty = 1,2 \dots 1,4$ . Режим обтекания, при котором в потоке, обтекающем профиль, имеют место дозвуковые и сверхзвуковые зоны, называют околозвуковым (трансзвуковым).

### *3) Зона сверхзвуковых скоростей.*

В этом диапазоне скоростей коэффициенты  $C_x$  и  $C_y$  определяются по следующим формулам:

$$C_{y_{aB}} = \frac{4 \cdot \alpha}{\sqrt{M_\infty^2 - 1}};$$
$$C_{x_{aB}} = \frac{4\alpha^2}{\sqrt{M_\infty^2 - 1}}.$$

Угол  $\alpha$  в радианах.

Формулы справедливы для тонкого крыла.

## **Меры по смягчению и преодолению волнового кризиса**

Волновой кризис – явление опасное и допускать его в полете нельзя.

Для увеличения максимальной скорости дозвуковых самолётов и для безопасного перехода на сверхзвуковые скорости сверхзвуковых самолётов необходимо увеличивать число  $M_*$ .

Академиком С.А.Христиановичем было показано, что  $M_*$  зависит только от величины разрежений над крылом.  $M_*$  тем больше, чем меньше разрежение над

крылом. Следовательно, для увеличения  $M_*$  необходимо уменьшать величину разрежения над крылом. Поэтому увеличение  $M_*$  достигается следующими способами:

1. полёт на малых углах атаки, при которых малы деформации струек над крылом и поэтому разрежение невелико;
2. применение тонких профилей с малой относительной кривизной;
3. увеличение стреловидности крыла;
4. уменьшение удлинения крыла.

Увеличение стреловидности крыла увеличивает так называемый эффект скольжения, за счёт которого скорость разлагается на две составляющие: нормальную  $V_n$  и тангенциальную  $V_\tau$ .

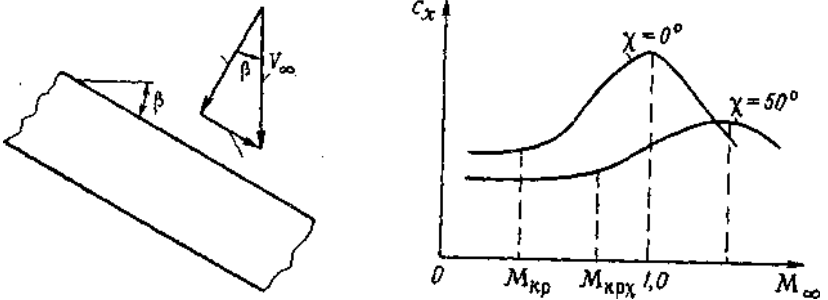


Рис.3.13. Влияние стреловидности крыла

В образовании разрежения над стреловидным крылом принимает участие только нормальная состав-

ляющая скорости. А т.к.  $V_n < V_\infty$ , то при одной и той же скорости полёта и при прочих равных условиях разрежение над стреловидным крылом будет меньше.

4. Уменьшение удлинения крыла приводит к усилению торцевого эффекта и уменьшению разрежения над крылом. Под торцевым эффектом понимают уменьшение разрежения над крылом из-за перетекания воздуха по концам крыла с нижней поверхности на верхнюю.



*Рис. 3.14. Торцевой эффект*

Таким образом, у крыла малого удлинения по сравнению с крылом большого удлинения при прочих равных условиях разрежение над крылом будет меньше.

Для каждого самолета критическое число Маха  $M_*$  имеет определенное постоянное значение. Например, для самолета Ту-154  $M_* = 0,88$ , а для Ан-24  $M_* = 0,7$ .

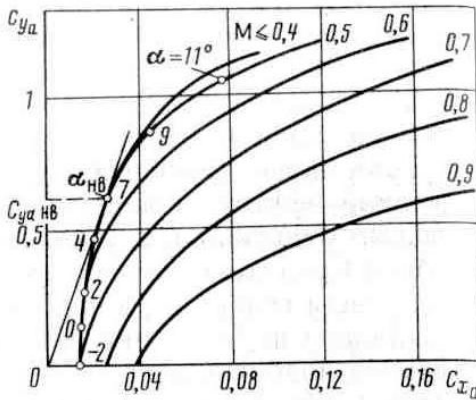
### ***Поляры самолета на различных числах $M$***

Чтобы рассчитать летные характеристики самолёта в широком диапазоне чисел  $M$ , необходимо иметь сетку поляр, т.к. сжимаемость воздуха существенно влияет на аэродинамические коэффициенты  $C_{\gamma a}$  и  $C_{x a}$ . Каждой конфигурации самолета и каждому числу

М полета соответствует определенная поляра самолета

До чисел  $M_\infty = 0,5 \dots 0,6$  сжимаемость воздуха почти не проявляется и для определения аэродинамических характеристик самолета достаточно одной поляры.

При  $M_\infty = 0,7 \dots 0,8$  на больших углах атаки начинается волновой кризис, появляется дополнительное сопротивление  $X_{ав}$ , называемое волновым, поэтому на больших  $C_{Y_a}$  происходит отвал поляр.



3.15. Сетка поляр самолета

При  $M_\infty = 0,9 \dots 1,1$  развивающийся волновой кризис порождает волновое сопротивление на всех углах атаки и поляры смещаются вправо. Это свидетельствует о значительном снижении аэродинамического качества самолета.

При  $M_\infty > 1,1$  поляры начинают смещаться влево, т.к. волновое сопротивление начинает уменьшаться. А так как  $C_{Y_a}$  тоже уменьшается, то отвал поляр продолжает возрастать.

В диапазоне лётных углов атаки поляра самолёта может задаваться уравнением:

$$C_x = C_{x_0} + AC_Y^2,$$

где  $C_{x_0}$  — коэффициент лобового сопротивления при  $C_{y_a} = 0$ .

$A$  — коэффициент отвала поляры.

Значения  $C_{x_0}$  и  $A$  берутся из графиков, которые строятся на основе обработки статистики.

Примерный вид этих графиков представлен на рис. 3.16.

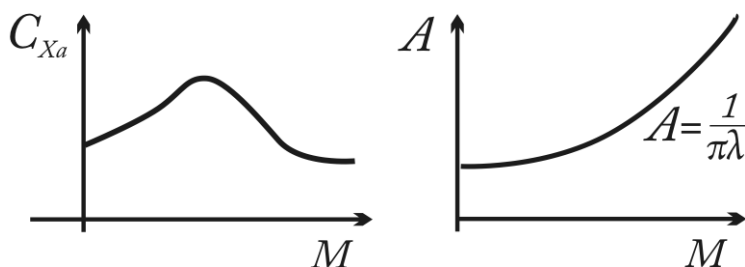


Рис. 3.16. Зависимости  $C_{x_0}$  и  $A$  от числа  $M$  полета

Коэффициент  $A$  в основном зависит от несущих свойств крыла и от возможности образования разрежения на передней кромке профиля крыла.

Значение  $A$  тем меньше, чем больше несущие свойства крыла и чем выше разрежение у передней кромки.

На дозвуковых скоростях при  $M_\infty < M^*$  величина коэффициента  $A$  минимальна и определяется по формуле:

$$A = \frac{1}{\pi\lambda}$$

На сверхзвуковых скоростях величина коэффициента  $A$  увеличивается пропорционально  $\frac{\sqrt{M_\infty^2 - 1}}{4}$ .



Величина  $Cx_0$  включает в себя две составляющие:

$$C_{x0} = C_{x_{a \text{ тр}}} + C_{x_{a \text{ в}}}$$

где  $C_{x_{a \text{ тр}}}$  — коэффициент силы трения;

$C_{x_{a \text{ в}}}$  — коэффициент сопротивления давления, определяемый по формуле:

$$C_{x_{a \text{ в}}} = \frac{\sqrt{M_\infty^2 - 1}}{4} \cdot \dot{N} \delta^2$$

При  $M_\infty \leq M_*$  коэффициент лобового сопротивления  $Cx_0 = \text{const}$ .

при  $M_\infty > M_*$  вследствие возникновения и роста волнового сопротивления  $Cx_0$  интенсивно увеличивается, достигает максимума при  $M_\infty = 1,05 \dots 1,2$ , а затем уменьшается обратно пропорционально величине  $\sqrt{M_\infty^2 - 1}$ .

$$Cx_0 = \frac{4B}{\sqrt{M_\infty^2 - 1}}$$

при  $M_\infty \leq M_*$   $Cx_0$  уменьшается путем выбора совершенных аэродинамических форм и улучшения обработки поверхностей частей самолета, при  $M_\infty > M_*$  принимают меры по смягчению волнового кризиса.

Если поляра самолета задается уравнением, то максимальное аэродинамическое качество  $K_{\text{max}}$  определяется по формуле:

$$K_{\text{max}} = \frac{1}{2\sqrt{A \cdot Cx_0}}$$

$K_{\text{max}}$  является одной из главных характеристик аэродинамического совершенства самолета.

*Вопросы для повторения*

1. Что такое звук как физическое явление?
2. От каких параметров среды зависит скорость звука? Напишите формулу.
3. Какие факторы влияют на сжимаемость потока?
4. Что такое число  $M$ ?
5. Что называется удельным расходом воздуха?
6. Запишите уравнение неразрывности для сжимаемого потока.
7. Какие формы имеет уравнение Бернулли для сжимаемого потока?
8. Запишите формулу для определения динамической добавки давления.
9. Как изменяется температура при торможении сжимаемого потока? Запишите формулу для определения динамической добавки температуры.
10. Как изменяется давление  $p$ , температура  $T$ , плотность  $\rho$  и скорость звука  $a$  при адиабатическом увеличении скорости потока.
11. Какая скорость потока называется критической?
12. Как изменяется удельный расход при увеличении скорости потока? Начертите график.
13. Что представляет собой сопло Лавалья? Каково его назначение?
14. Как распространяются возмущения в сверхзвуковом потоке?
15. Что происходит при обтекании внутреннего тупого угла сверхзвуковым потоком?

16. Почему при обтекании внутреннего тупого угла сверхзвуковым потоком возникает скачек уплотнения.
17. Какие изменения происходят в сверхзвуковом потоке при прохождении через скачок уплотнения.
18. Что называется волновым сопротивлением и какова его природа?
19. Почему границей между сверхзвуковым и дозвуковым потоком всегда служат прямые скачки?
20. Какова физическая сущность явления волнового кризиса?
21. Какое число  $M$  называется критическим?
22. Почему с увеличением высоты полета уменьшается максимально допустимая скорость полета?
23. Чем опасно явление волнового кризиса?
24. Как возникает и к каким последствиям приводит явление волнового срыва потока?
25. С какой целью добиваются увеличения критического числа  $M$ ?
26. Какими средствами достигается увеличение  $M$  и смягчение кризисных явлений?
27. Какой вид приобретает диаграмма распределения давлений по профилю крыла при образовании местной сверхзвуковой зоны и местного скачка уплотнения?
28. Какой вид имеет диаграмма распределения давлений по профилю крыла при сверхзвуковом обтекании?
29. Какие недостатки имеет стреловидное крыло?
30. Какими средствами можно предупредить появление концевых срывов потока?

## РАЗДЕЛ 2. ДИНАМИКА ПОЛЕТА

### Классификация скоростей полета

В динамике полета рассматривается не движение воздуха, а действительное движение самолета. Поэтому вместо скорости невозмущенного потока  $V_\infty$  пользуются равной ей по величине и противоположно направленной истинной скоростью полета  $V$ . Соответствующее ей число  $M=M_\infty$  также будем называть числом  $M$  полета. Скоростной напор  $q_\infty$  невозмущенного потока, смысл которого от обращения движения не меняется, по аналогии со скоростью и числом  $M$  полета будем обозначать просто  $q$ .

При расчетах и анализе летно-технических характеристик самолета используют различные величины, характеризующие скорость самолета:

- истинная скорость;
- индикаторная скорость;
- приборная скорость;
- число  $M$  полета.

Их применение и практическое значение зависит от способов и приборов измерения и от условий полета.

Принципы определения скорости и числа  $M$  в полете основаны на измерении давления заторможенного потока и статического давления невозмущенного потока. Эти давления измеряются специальной трубкой-приемником воздушных давлений (ПВД).

ПВД измеряет скорость и высоту полета.

Для измерения скорости используется уравнение Бернулли.

$$P_H + \frac{\rho \cdot V^2}{2} = P_*$$
$$\frac{\rho \cdot V^2}{2} = P - P_H;$$

Где  $P_*$  — полное давление (давление заторможенного потока);

$P_H$  — статическое давление потока;

$\frac{\rho \cdot V^2}{2}$  — скоростной напор.

Из формулы видно, что измеряемая ПВД разность давлений пропорциональна скоростному напору. Но скоростной напор зависит не только от истинной скорости полета самолета  $V$ , но и от плотности воздуха  $\rho$ . Если бы плотность воздуха была неизменной, то скоростной напор однозначно определялся бы значением скорости. Так как при изменении высоты полета плотность воздуха изменяется, то указатель скорости регистрирует истинную воздушную скорость  $V$  только при нормальных атмосферных условиях, при которых плотность равна  $\rho_0$ . Именно при этих условиях производится градуировка шкалы указателя скорости.

В других условиях указатель показывает так называемую индикаторную скорость  $V_i$ , которая определяется по фактическому скоростному напору  $q$  и плотности  $\rho_0$ .

Следовательно,

$$q = \frac{\rho_0 V_i^2}{2} = \frac{\rho V^2}{2}.$$

Отсюда находим связь между истинной и индикаторной скоростями:

$$V = V_i \sqrt{\frac{\rho_0}{\rho}}.$$

Это соотношение используется для градуировки шкалы истинной скорости полета.

По значению индикаторной скорости летчик косвенно может судить о величине угла атаки в горизонтальном полете.

В летной практике вместо индикаторной скорости  $V_i$  пользуются так называемой приборной скоростью полета  $V_{пр}$ , которая несколько отличается от индикаторной за счет погрешностей измерения скоростного напора.

#### Глава 4. Установившееся движение самолета

Динамика полета — это наука, изучающая движение летательного аппарата под действием приложенных к нему сил, как в установившемся полёте, так и при неустановившемся движении самолёта.

Установившимся называется такое движение самолёта, при котором все силы, действующие на него в полете, взаимно уравновешены и самолёт совершает равномерное прямолинейное движение.

В установившемся полете самолет движется по инерции.

К установившемуся полёту относятся:

- горизонтальный полёт
- набор высоты
- снижение.

Все остальные виды движения самолёта относятся к неустановившемуся полёту.

В прямолинейном полете на самолет действуют следующие силы:

- тяга силовой установки  $P$ , направленная под углом  $\varphi_p$  относительно оси  $OX$  связанной системы координат;
- сила тяжести  $G = mg$ ;
- подъемная аэродинамическая сила  $Y_a$ , действующая по нормали к вектору скорости  $V$ ;
- аэродинамическая сила лобового сопротивления  $X_a$ , направленная противоположно вектору скорости полета.

Обычно угол установки двигателей  $\varphi_p = -(1 \dots 3^\circ)$ , поэтому с достаточной степенью точности можно принять  $\varphi_p = 0$ .

При исследовании движения самолета принимаются следующие допущения:

- все силы, действующие на самолет, считаются приложенными в его центре масс и самолёт рассматривается как движущаяся материальная точка;

- сила тяги считается направленной по направлению движения самолета;
- уравнения движения самолета составляются в скоростной системе координат.

## Горизонтальный полёт самолёта

Горизонтальным полетом называется установившееся равномерное прямолинейное движение самолета на постоянной высоте (рис. 4.1).

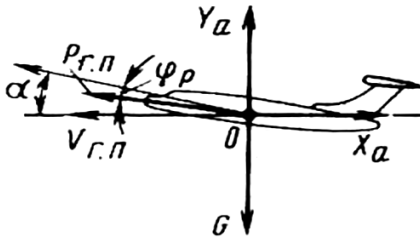


Рис. 4.1 Схема сил в горизонтальном полете

Для равновесия плоской системы сходящихся сил необходимо и достаточно, чтобы сумма проекций сил на каждую из осей координат была равна нулю:

$$\begin{aligned}\Sigma F_{Y_a} &= Y_a - G = 0; \\ \Sigma F_{X_a} &= X_a - P = 0.\end{aligned}$$

После преобразования уравнения приобретают вид:

1.  $Y_a = mg$  — условие постоянства высоты.
2.  $X_a = P$  — условие постоянства скорости.

Выведем формулу для определения скорости, потребной для выполнения горизонтального полёта.

Для этого воспользуемся уравнением 1 ( $Y = mg$ ):



$$Y_a = C_{Y_a} S \frac{\rho \cdot V^2}{2}; C_{Y_a} S \frac{\rho \cdot V^2}{2} = mg;$$

$$V = \sqrt{\frac{2mg}{\rho \cdot S \cdot C_{y_a}}}.$$

Анализируя уравнение, можно сделать вывод, что скорость, необходимая для установившегося горизонтального полета, зависит от высоты (плотность воздуха  $\rho$  уменьшается с увеличением высоты), от веса самолета и от коэффициента подъемной силы  $C_{Y_a}$ .

Для конкретного самолета, летящего на  $H = \text{const}$ , скорость горизонтального полета зависит только от  $C_{Y_a}$ , который можно изменить, меняя угол атаки  $\alpha$ .

Минимальная скорость горизонтального полета будет соответствовать полету самолета на угле атаки  $\alpha_{кр}$ , при котором  $C_{y_{\max}}$ .

$$V_{\min} = \sqrt{\frac{2mg}{\rho \cdot S \cdot C_{y_{\max}}}};$$

Для определения максимальной скорости горизонтального полета воспользуемся уравнением 2 ( $X_a = P$ ):

$$X_a = C_{X_a} \cdot S \cdot \frac{\rho \cdot V^2}{2}; C_{X_a} \cdot S \cdot \frac{\rho \cdot V^2}{2} = P;$$

$$V_{\max} = \sqrt{\frac{2P_{\max}}{\rho \cdot S \cdot C_{x_{\min}}}},$$

где  $C_{X_a \min}$  - коэффициент лобового сопротивления при полете на угле атаки  $\alpha_x$ .

Выведем зависимость скорости г.п. от высоты полета:

$$V_0 = \sqrt{\frac{2mg}{\rho_0 \cdot S \cdot C_{y_a}}}; V_H = \sqrt{\frac{2mg}{\rho_H \cdot S \cdot C_{y_a}}};$$
$$\frac{V_0}{V_H} = \sqrt{\frac{\rho_H}{\rho_0}};$$

Величина  $\frac{\rho_H}{\rho_0}$  называется относительной плотностью воздуха и обозначается буквой  $\Delta$ . Тогда

$$V_H = \frac{V_0}{\sqrt{\Delta}}.$$

Т.к. с увеличением высоты относительная плотность воздуха уменьшается (см. таблицу СА), то скорость, потребная для выполнения установившегося горизонтального полета, с увеличением высоты полета увеличивается.

Рассмотрим, как влияет на скорости  $V_{\min}$  и  $V_{\max}$  увеличение высоты полета.

Минимальная скорость  $V_{\min}$  с увеличением высоты увеличивается, т.к. зависит только от плотности воздуха  $\rho$ , которая стоит в знаменателе и с увеличением высоты уменьшается.

Проанализируем формулу для определения  $V_{\max}$ . В этой формуле от высоты зависят две составляющие: плотность  $\rho$ , которая уменьшается с увеличением высоты и стоит в знаменателе и тяга  $P$ , которая уменьшается с увеличением высоты, но стоит в числителе. Поэтому изменение  $V_{\max}$  с увеличением высоты будет зависеть от соотношения этих параметров.

Как правило, до высоты  $H = 11 \text{ км}$   $V_{\text{max}}$  увеличивается, а потом уменьшается. Это объясняется тем, что до высоты  $11 \text{ км}$  тяга ТРД уменьшается медленнее, а выше  $11 \text{ км}$  быстрее, чем плотность воздуха.

## Тяга и мощность горизонтального полета

Тяга, необходимая самолёту для выполнения установившегося горизонтального полёта называется потребной. Она численно равна лобовому сопротивлению самолета:

$$P_{\text{потр}} = X_a$$

Для вывода формулы потребной тяги разделим уравнение 1 на уравнение 2 (см. условия г.п.):

$$\frac{Y_a}{X_a} = \frac{mg}{P}; \frac{Y_a}{X_a} = K,$$

где  $K$  — аэродинамическое качество самолета. Тогда

$$P_{\text{потр}} = \frac{mg}{K}$$

Потребная тяга зависит от аэродинамического качества, которое можно изменить, меняя угол атаки.

Тяга, потребная для установившегося горизонтального полёта, будет минимальной при полёте с углом атаки  $\alpha_{\text{нв}}$ , на котором аэродинамическое качество  $K$  максимально.

$$P_{\text{потрmin}} = \frac{mg}{K_{\text{max}}}$$

При расчёте лётных характеристик самолётов с турбовинтовыми двигателями (ТВД) пользуются понятием потребной мощности.

$$N_{\text{потр}} = P_{\text{потр}} V_{\text{гп}}$$

Потребные тяги определяются расчётным путём в зависимости от высоты и скорости полёта.

Для построения  $P_{\text{потр}}(V)$  надо знать:

- взлетную массу самолета  $m^0$ ;
- площадь крыла  $S$ ;
- иметь сетку поляр для различных  $M$ ;
- сетку высот полета, для которых строят кривые.

Расчет производится для каждой из заданных высот следующим образом:

1. Задается ряд значений  $M$ , для которых имеются поляры.

2. Определяются скорости  $V$ , соответствующие заданным  $M$ , по формуле  $V = M \cdot a$ , где значение скорости звука  $a$  берется из таблиц СА.

3. Рассчитываются значения коэффициента подъемной силы  $C_{y_a}$  для каждой скорости  $V$  по формуле:

$$C_{y_a} = \frac{2mg}{\rho \cdot S \cdot V^2}.$$

4. По полярам для соответствующих  $M$  (или  $V$ ) и  $C_{y_a}$  определяют коэффициент лобового сопротивления  $C_{x_a}$ .

5. Определяют аэродинамическое качество  $K$  по формуле:  $K = \frac{C_{y_a}}{C_{x_a}}$ .

6. Производят расчет потребной тяги для каждого из заданных чисел  $M$ :

$$P_{\text{потр}} = \frac{mg}{K}.$$

Характер протекания кривых  $P_{\text{потр}}(V)$  зависит от аэродинамической компоновки самолета.

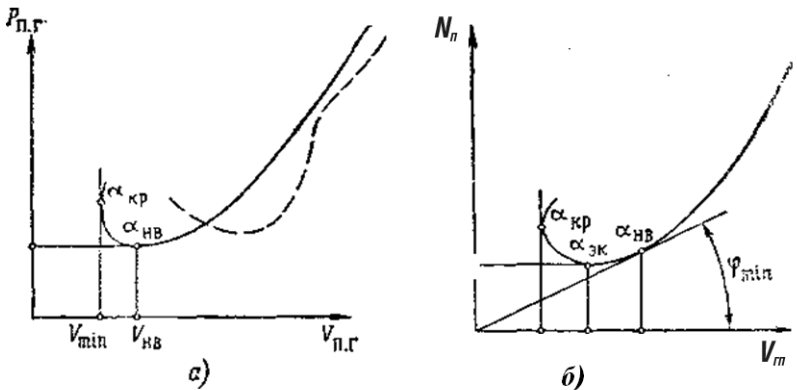


Рис. 4.2. Графики потребной тяги и потребной мощности:  
 а) тяги; б) мощности. Сплошная линия — дозвуковые самолеты;  
 пунктирная — сверхзвуковые.

Характерные точки графиков:

$V_{\min}$  — минимальная скорость гп, соответствующая полету самолета на угле атаки  $\alpha_{кр}$ ;

$V_{нв}$  — скорость гп, соответствующая  $P_{\text{потрmin}}$ ;

$V_{\text{крейс}}$  — крейсерская скорость полета, на которой совершается полет на максимальную дальность;

$V_{эк}$  — скорость гп, соответствующая минимальной потребной мощности  $N_{\text{потрmin}}$ .

Совмещенный график  
потребной и располагаемой тяг

При аэродинамическом расчете самолета для определения основных летно-тактических характеристик самолетов пользуются совмещенным графиком потребной и располагаемой тяг или мощностей в зависимости от скорости полета  $V$ .

Располагаемой называется наибольшая тяга, которую может развить силовая установка самолета на данной высоте  $H$  и скорости  $V$  полета при максимально допустимом режиме работы двигателя.

На анализе кривых потребной и располагаемой тяг Н.Е.Жуковский построил аэродинамический расчет самолета по методу тяг. Поэтому эти кривые называются кривыми Жуковского.

Метод тяг, основанный на сопоставлении силы тяги, потребной для прямолинейного установившегося движения на некотором угле атаки, и силе тяги, развиваемой силовой установкой, был предложен Жуковским в 1900 г.

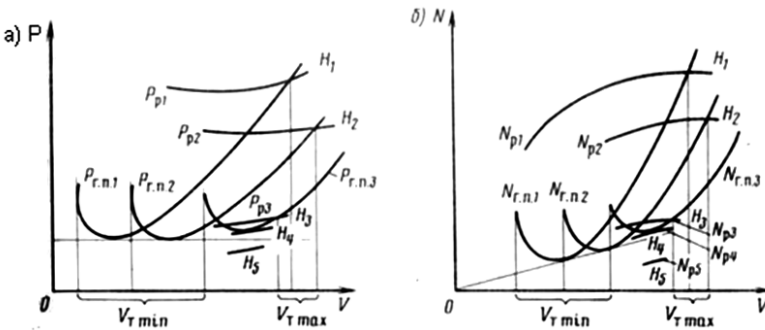


Рис. 4.3. Совмещенный график потребной и располагаемой тяг (а) и мощностей (б)

Кривая потребной тяги показывает, какая сила тяги необходима самолету для выполнения горизонтального полета на данной высоте с той или иной скоростью полета, а располагаемая тяга показывает, какую силу тяги должна создавать силовая установка на данной высоте при той или иной скорости полета.

Точки, лежащие на кривой потребных тяг, соответствуют различным режимам полета самолета.

Их можно осуществить, меняя потребную или располагаемую тягу так, чтобы  $P_{\text{потр}} = P_{\text{расп}}$ .

Точкам пересечения кривых потребной и располагаемой тяг соответствует равенство  $P_{\text{потр}} = P_{\text{расп}}$ , что соответствует горизонтальному полету самолета.

Если при выполнении горизонтального полета на некоторой скорости равновесие сил нарушится и  $P_{\text{расп}}$  станет больше  $P_{\text{потр}}$ , то самолет на данной скорости и данном угле атаки начнет набирать высоту. Если же удерживать самолет от набора высоты уменьшением угла атаки, то он начнет увеличивать скорость полета. При увеличении скорости  $P_{\text{потр}}$  возрастает согласно графику  $P_{\text{потр}}(V)$ . Разогнавшись до скорости, на которой потребная тяга станет равной тяге располагаемой, самолет окажется в режиме установившегося горизонтального полета.

Если при некоторой скорости полета  $P_{\text{расп}} < P_{\text{потр}}$ , то такое нарушение равновесия приведет к снижению самолета. Увеличением угла атаки можно удержать самолет от снижения и сохранить режим горизонтального полета на данной высоте, но с меньшей скоростью.

Режиму полета на  $V_{\max}$  г.п. соответствует точка пересечения кривых  $P_{\text{потр}}$  и  $P_{\text{расп}}$  при полностью открытой дроссельной заслонке двигателя (т.е. при максимально возможной тяге). Уменьшая  $P_{\text{расп}}$  и увеличивая отклонением руля высоты угол атаки  $\alpha$ , можно перейти на режим  $V < V_{\max}$ .

Режиму полета самолета на  $V_{\min}$  соответствует точка касания вертикальной касательной к кривой  $P_{\text{потр}}$ . Левее этой линии установившийся полет невозможен.

По совмещенному графику можно построить график зависимости скоростей горизонтального полета в зависимости от высоты  $V(H)$ . С увеличением  $H$   $V_{\min}$  увеличивается из-за уменьшения плотности  $\rho$  и на больших высотах  $H$  может оказаться сверхзвуковой.  $V_{\max}$  до  $H = 11$  км увеличивается, а затем уменьшается, т.к. располагаемая тяга  $P_{\text{расп}}$  начинает уменьшаться интенсивнее, чем плотность.

На определенной высоте  $V_{\max} = V_{\min}$  и самолет может лететь только с одной скоростью.

На больших высотах  $V_{\min}$  определяется т. пересечения кривой  $P_{\text{расп}}$  с левой ветвью  $P_{\text{потр}}$ .

Область скоростей  $V$  и высот  $H$ , на которых возможно выполнять установившийся горизонтальный полет, ограничена слева  $V_{\min}$ , сверху — линией потолков и справа — линией максимальных или максимально-допустимых скоростей.



Диапазон скоростей  
и высот горизонтального полета

Область значений скоростей от минимальной теоретической  $V_{T \min}$  до максимальной  $V_{\max}$  и область высот полета от  $H=0$  до теоретического потолка  $H_T$ , при которых в условиях СА возможен полет самолета, имеющего определенную массу, называется теоретическим диапазоном скоростей и высот полета. По сравнению с теоретическим эксплуатационный диапазон скоростей и высот полета ограничивается минимально и максимально допустимыми скоростями и допустимой высотой полета (рис. 4.4).

Практически полет на скорости  $V_{\min}$  запрещается из условий безопасности, т.к. может привести при случайном увеличении угла атаки к срыву потока с крыла и сваливанию самолета. Поэтому вводится понятие минимально- допустимой скорости, на которой разрешен полет:

$$V_{\min \text{ доп}} = \sqrt{\frac{2mg}{\rho \cdot S \cdot C_{Y_{\text{доп}}}}},$$

где  $C_{Y_{\text{доп}}}$  — допустимый коэффициент подъемной силы, который определяется во время летных испытаний и соответствует углу атаки  $\alpha_{\text{доп}}$ , при полете на котором начинается легкое потряхивание самолета. Минимальную безопасную (минимально-допустимую) скорость, достигнутую в процессе испытаний самолета, называют *эволютивной*.

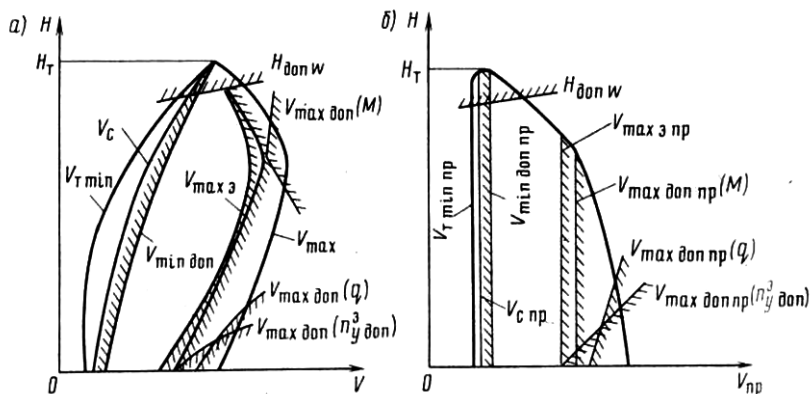


Рис. 4.4. Эксплуатационные ограничения скоростей и высот полета: а) истинные скорости; б) приборные скорости.

Максимальная скорость горизонтального полета ограничивается из условия прочности конструкции по скоростному напору, нормальной перегрузке и из условия устойчивости и управляемости самолета.

Максимальная скорость полета на малых высотах ограничивается из условий жесткости и прочности конструкции самолета и зависит от величины максимального скоростного напора  $q_{\max}$ . На больших высотах вступает в силу ограничение по числу  $M_*$  для дозвуковых самолетов и  $M_{\text{пред}}$  из условий аэродинамического нагрева для сверхзвуковых самолетов.

Значительное влияние на диапазон скоростей и высот полета оказывают условия эксплуатации: температура, плотность воздуха (высота полета), ветер, полетная масса, число  $M$  полета и т.д.

Высота полета, на которой  $V_{\max} = V_{\min}$ , называется теоретическим потолком самолета. На этой высоте

самолет может совершать горизонтальный полет только содной определенной скоростью.

### Набор высоты

Режимом набора высоты называется установившееся равномерное прямолинейное движение самолета вверх по траектории, наклонной к горизонту.

В наборе высоты так же, как в горизонтальном полете, силы, действующие на самолет, условно приложены в центре масс.

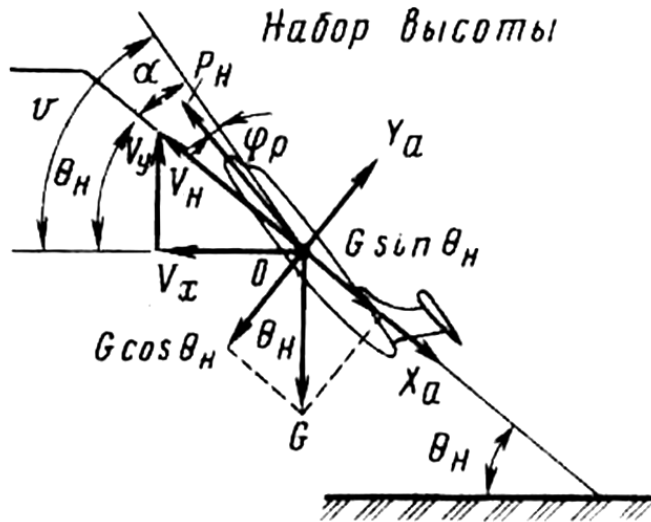


Рис. 4.5. Схема сил, действующих на самолет при подъеме

Равномерное прямолинейное движение возможно только при равновесии сил, действующих на самолет. Поэтому условия установившегося набора высоты имеют следующий вид:

$Y_a = mg \cos \theta$  — условие прямолинейности полёта. (1)

$P = X_a + mg \sin \theta$  — условие равномерности полёта. (2)

$Y_{a \text{ нв}} < Y_{a \text{ гп}}$ , так как уравновешивает только часть веса  $mg \cos \theta$ .

Тяга в наборе высоты больше тяги горизонтального полёта на величину избытка тяги

$$\Delta P = P - X_a = mg \cdot \sin \theta.$$

Скорость набора высоты  $V_{\text{наб}}$  выражается формулой:

$$V_{\text{наб}} = \sqrt{\frac{2mg \cdot \cos \theta}{\rho \cdot S \cdot C_{Ya}}}$$

Характеристикой маневренности при наборе высоты является угол наклона траектории  $\theta$ . Из формулы  $\Delta P = mg \cdot \sin \theta$  видно, что угол  $\theta$  зависит от массы самолета и избытка тяги.

$$\sin \theta = \frac{\Delta P}{mg}$$

Современные истребители могут производить набор высоты при  $\theta > 50^\circ$ . Для самолетов ГА углы набора высоты не превышают  $6 \dots 8^\circ$ .

Одной из важнейших лётных характеристик самолёта является вертикальная скорость набора высоты  $V_y$ . Численно  $V_y$  равна высоте, набранной самолетом за 1 сек.

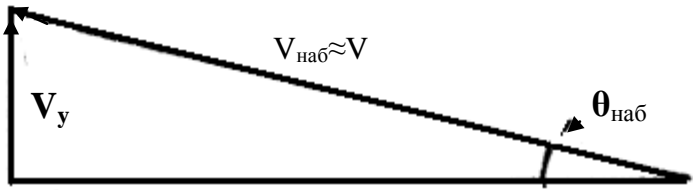


Рис. 4.6. К выводу формулы вертикальной скорости  $V_y$

Из треугольника скоростей  $V_y = V \sin \theta$ .

Выведем зависимость  $V_y$  от избытка тяги  $\Delta P$ . Для этого все члены уравнения 2 умножим на  $V$ :

$$P = X + mg \sin \theta |V$$

$$P \cdot V = X \cdot V + mg \cdot V \cdot \sin \theta;$$

$$V \cdot \sin \theta \cdot mg = (P - X) \cdot V;$$

$$V_y \cdot mg = \Delta P \cdot V;$$

$$V_y = \frac{\Delta P \cdot V}{mg}$$

Произведение  $\Delta P V$  называется избытком мощности ( $\Delta N$ ). Для самолетов с ТВД

$$V_y = \frac{\Delta N}{mg}$$

При увеличении высоты полета изменяется избыток мощности и поэтому изменяется вертикальная скорость  $V_y$ .

Таким образом, вертикальная скорость создается за счет избытка тяги (мощности), который определяет режим движения самолета: в горизонтальном полете  $\Delta P = 0$ , при наборе высоты  $\Delta P > 0$ , при снижении  $\Delta P < 0$ .

Для того, чтобы определить  $V_{у\max}$ , необходимо построить вспомогательный график  $V_y(V)$ , пользуясь совмещенным графиком потребной и располагаемой тяг. Задаваясь скоростями полета, для каждой скорости из графика  $P_{\text{потр}}, P_{\text{расп}}(V)$  снимаем значение избытка тяги  $\Delta P$  и по формуле  $V_y = \frac{\Delta P \cdot V}{mg}$  определяем значения  $V_y$  для каждой из заданных скоростей и высот полета. На основании полученных данных строим графики зависимости  $V_y(V)$  для каждой высоты (рис. 4.7).

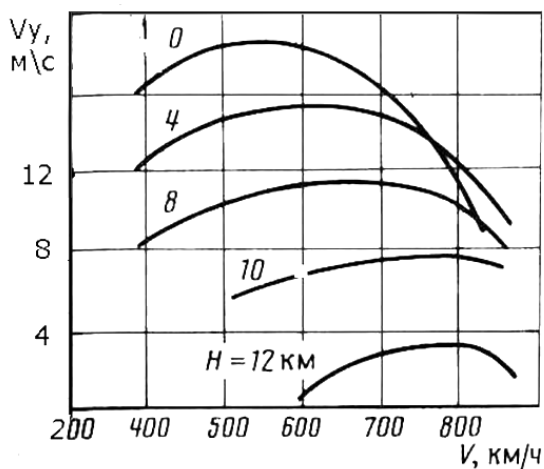


Рис. 4.7. Зависимость располагаемой вертикальной скорости от скорости набора высоты

Снимая с графика полученные значения  $V_{у\max}$ , можно построить график зависимости  $V_{у\max}(H)$  (рис.4.8).

По этому графику определяются «потолки» самолета.

Высота, на которой  $V_{у\max} = 0$ , называется теоретическим или статическим потолком. Она представляет собой предел, к которому самолет, выполняя режим

набора высоты, приближается, но достичь не может, т. к. вблизи потолка  $V_y$  стремится к нулю, следовательно, время набора высоты  $t$  стремится к бесконечности ( $t = \frac{H}{V_y}$ ).

Высота, на которой  $V_{y_{\max}} = 0,5 \text{ м/с}$  ( $5 \text{ м/с}$  для сверхзвуковых самолетов), называется практическим потолком самолета.

Практический потолок современных пассажирских самолетов соответствует высотам  $H = 8000 \dots 13000 \text{ м}$ , а время его набора  $t = 20 \dots 60 \text{ мин}$ .

Выше линии теоретического потолка лежит область динамических высот.

Динамическим потолком называется максимальная высота, которую может достичь самолет в неустановившемся управляемом полете за счет израсходования своей кинетической энергии.

Одной из важных характеристик набора высоты является скороподъемность. Это время набора самолетом любой заданной высоты. Определяется скороподъемность методом графического интегрирования графика  $V_{y_{\max}}(H)$ . Для этого весь диапазон высот от 0 до  $H_{\text{пр}}$  разбивается на прямолинейные участки, для каждого участка определяются величины  $\Delta H$  и  $V_{y_{\text{ср}}}$  и по формуле

$$t = \sum_0^{H_{\text{пр}}} \Delta t = \sum_0^{H_{\text{пр}}} \frac{\Delta H}{V_{y_{\text{ср}}}}$$

определяется скороподъемность самолета.

Результаты расчета сводятся в таблицу:

Высота $H$ , м					
$\Delta H = H_i - H_{i-1}$					
$V_{y_{cp}} = \frac{V_{y_i} + V_{y_{i-1}}}{2}, \text{ м/с}$					
$\Delta t$ , мин					
$t = \sum \Delta t$ , мин					

По данным таблицы строится график зависимости времени подъема от высоты, который называется барограммой набора высоты (рис. 4.8.).

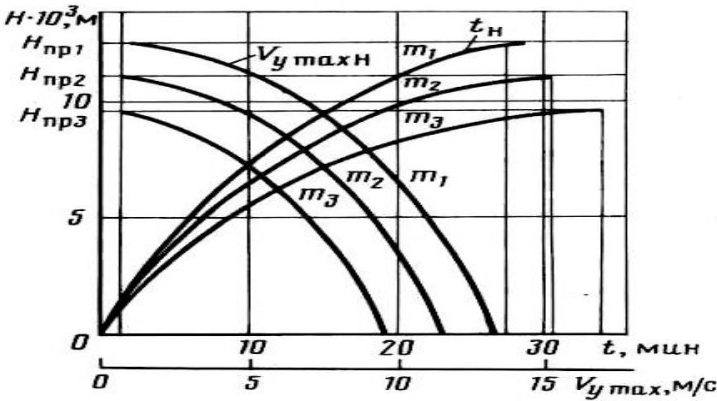


Рис.4.8. Максимальные вертикальные скорости и скороподъемность для самолета с различными взлетными массами ( $m_1 < m_2 < m_3$ )

Если на этом графике провести горизонтальную линию, соответствующую теоретическому потолку, то можно увидеть, что барограмма набора высоты асимптотически приближается к этой линии, не пересекая ее, т.е. время достижения самолетом теоретического потолка равно бесконечности.



Поляра скоростей режима набора высоты представляет собой кривую, огибающую концы векторов  $V_{\text{наб}}$ . Каждая точка поляры соответствует определенному углу атаки.

Для удобства поляру переносят в прямоугольную систему координат с сеткой углов  $\theta$  (рис.4.9, а).

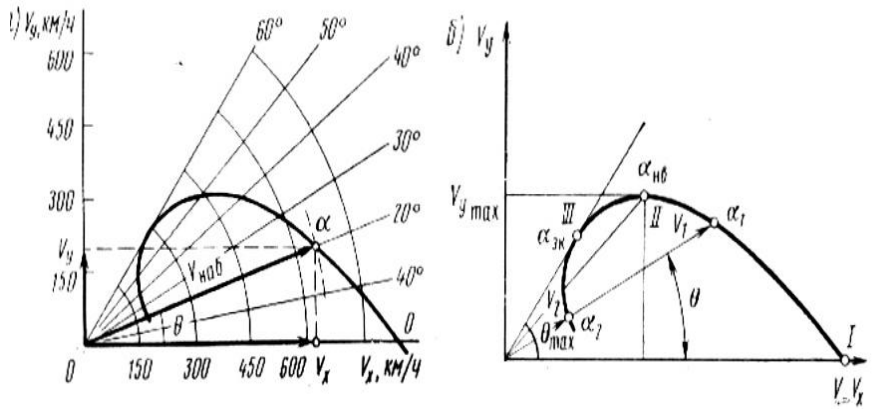


Рис. 4.9.Поляра скоростей при наборе высоты

С помощью поляры скоростей можно по известной скорости  $V_{\text{наб}}$  определить  $\alpha$  и  $\theta$ , а также скорости  $V_x$  и  $V_y$ . Для этого из начала координат проводится дуга, радиус которой в масштабе равен  $V_{\text{наб}}$ . Точка пересечения этой дуги с полярой скоростей соответствует углу атаки, на котором производится полет. Проекция вектора скорости  $V_{\text{наб}}$  на ось абсцисс представляет ее горизонтальную составляющую  $V_x$ , а проекция на ось ординат – вертикальную скорость набора высоты  $V_y$ . Масштаб для  $V_x$  и  $V_y$  берется одинаковым. Угол  $\theta$  определяется графически.

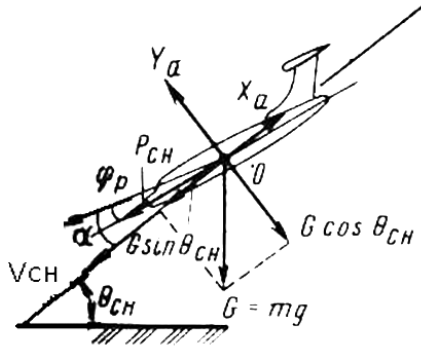
На поляре скоростей характерными являются следующие точки (рис. 4.9, б):

1 – точка пересечения поляры с осью абсцисс соответствует горизонтальному полету на скорости  $V_{\max}$  ( $\theta=0$ ;  $V_y=0$ ;  $\Delta P=0$ );

2 – точка касания поляры с прямой, параллельной оси абсцисс, соответствует режиму максимальной скороподъемности ( $V_{y\max}$ );

3 – точка касания поляры с прямой, проведенной из начала координат, соответствует режиму наиболее крутого подъема ( $\theta_{\max}$ ).

### Снижение самолета



Снижение самолета теоретически отличается от набора высоты только тем, что угол наклона траектории будет отрицательным.

Рассмотрим схему сил, действующих на самолет при снижении, и уравнения установившегося снижения.

при снижении, и уравнения установившегося снижения.

Рис. 4.10. Схема сил, действующих на самолет при снижении

- $Y_a = mg \cdot \cos \theta$  — условие прямолинейности снижения;
- $X_a = P + mg \cdot \sin \theta$  — условие равномерности снижения.

При снижении  $R < X$ .

При достаточно большой положительной силе тяги снижение самолета называется скоростным. При скоростном снижении перед посадкой обеспечивается возможность ухода самолета на второй круг.

В особых случаях полета, когда безопасность может быть обеспечена только быстрым уменьшением высоты полета, применяется экстренное снижение. Оно выполняется с максимально возможной вертикальной скоростью, которая достигается за счет увеличения угла наклона траектории снижения и скорости полета по траектории.

### Планирование

Планированием называется пологое снижение самолета при отсутствии силы тяги, т.е.с выключенными или работающими на малых оборотах двигателями.

Сила тяжести  $G = mg$  при планировании уравновешивается полной аэродинамической силой  $R$ .

Разложив силу тяжести самолета и полную аэродинамическую силу по осям скоростной системы

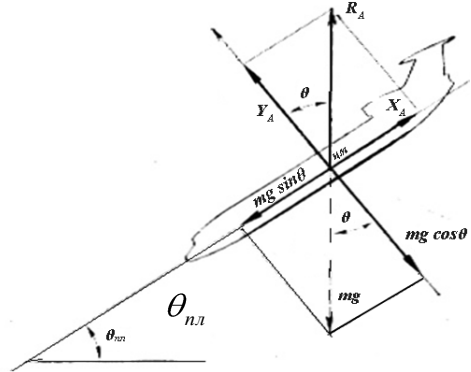


Рис. 4.11. Схема сил при планировании самолета

координат, получим следующие уравнения установившегося планирования:

$$Y_a = mg \cdot \cos \theta;$$

$$X_a = mg \cdot \sin \theta;$$

При планировании роль тяги выполняет составляющая веса  $G_2 = mg \sin \theta$  (рис. 4.11).

Угол  $\theta$  между траекторией планирования и горизонтом называется углом планирования.

Угол планирования равен:

$$\frac{mg \sin \theta}{mg \cos \theta} = \frac{X}{Y} = \frac{1}{K}; \quad \text{tg} \theta = \frac{1}{K}$$

Т.о. угол планирования  $\theta$  зависит только от аэродинамического качества  $K$  и не зависит от веса самолета  $mg$ .

При планировании с углом атаки  $\alpha_{не}$ , на котором аэродинамическое качество  $K_{max}$ , снижение будет самым большим.

$$\text{tg} \theta_{нл} = \frac{1}{K_{max}}.$$

Скорость планирования определяется по формуле:

$$V_{пл} = \sqrt{\frac{2mg \cdot \cos \theta_{дв}}{\rho \cdot S \cdot C_{Ya}}}$$

Как видно из формулы, чем больше вес самолета  $mg$ , тем больше скорость планирования  $V_{пл}$ .

Дальность планирования — это расстояние по горизонтали, которое самолет пролетает над земной поверхностью при планировании.

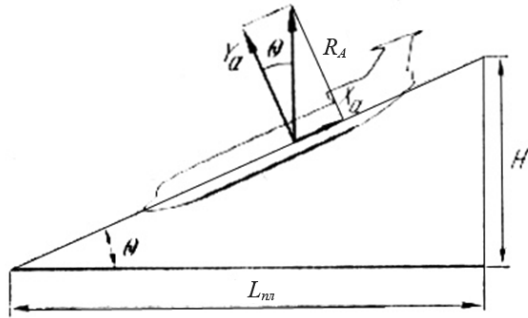


Рис. 4.12. Дальность планирования

Дальность планирования  $L_{пл}$  определяется следующим образом:

$$\frac{H_{пл}}{L_{пл}} = \operatorname{tg} \theta;$$

$$\operatorname{tg} \theta = \frac{1}{K};$$

$$L_{пл} = H_{пл} \cdot K$$

Максимальная дальность зависит от высоты планирования и соответствует полету с  $K_{\max}$  при планировании на наивыгоднейшем угле атаки.

$$L_{\max} = H_{пл} \cdot K_{\max}$$

Крутое планирование с углом  $\theta$  более  $30^\circ$  называется пикированием. Оно применяется для быстрой потери высоты и разгона самолета.

Пикирование с углом,  $\theta$  равным  $90^\circ$ , называется отвесным пикированием. Согласно уравнениям (1) и (2)

$$Y_{\text{отв.пик.}} = 0;$$

$$X_{\text{отв.пик.}} = mg$$

Скорость при отвесном пикировании определится по формуле:

$$V_{\text{отв.лик}} = \sqrt{\frac{2mg}{\rho \cdot S \cdot Cx_0}}$$

Поляра скоростей при планировании представляет собой кривую, огибающую концы вектора скорости планирования  $V_{\text{пл}}$ . Поэтому каждая точка поляры соответствует определенному углу атаки. Отрезок прямой, соединяющий точку поляры с началом координат, — вектор скорости планирования  $V_{\text{пл}}$ . Проекция этого вектора на ось абсцисс — горизонтальная составляющая скорости планирования  $V_x$ , а проекция на ось ординат — вертикальную скорость планирования  $V_y$ .

Угол между  $V_{\text{пл}}$  и осью абсцисс является углом планирования  $\theta$ .

Поляра строится в одинаковых масштабах для  $V_x$  и  $V_y$  (рис. 4.13. а).

С помощью поляры скоростей можно по известной скорости планирования  $V_{\text{пл}}$  определить угол атаки  $\alpha$ , угол наклона траектории  $\theta$ , скорости  $V_x$  и  $V_y$ . Для этого из начала координат проводим дугу, радиус которой в масштабе равен  $V_{\text{пл}}$ . Точка пересечения дуги с полярой будет соответствовать искомому углу атаки  $\alpha$ , а ее проекции на соответствующие оси координат покажут значения  $V_x$  и  $V_y$ .

Соединив полученную точку с началом координат, определим угол планирования  $\theta$  (угол между соединяющей прямой и осью абсцисс).

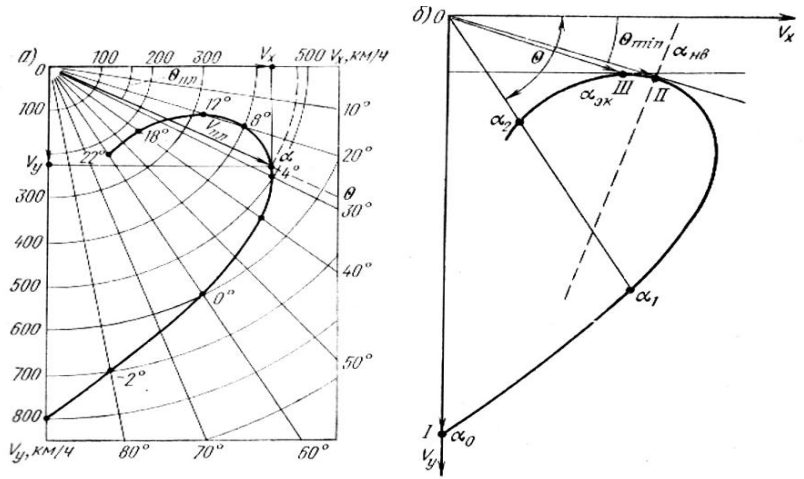


Рис. 4.13. Поляра скоростей при планировании

На поляре скоростей (рис. 4.13. б) характерными являются следующие точки:

1 – точка пересечения поляры с осью ординат соответствует полету на угле атаки  $\alpha_0$ , при котором  $C_y=0$ ,  $V_x=0$ ,  $V_{y\max}$ ,  $\theta = -90^\circ$ , т.е. самолет выполняет отвесное пикирование;

2 – точка касания поляры с прямой, проведенной из начала координат, соответствует полету на угле атаки  $\alpha_{nv}$ , при котором  $K_{\max}$ ,  $L_{пл.\max}$  – режим максимальной дальности планирования;

3 – точка касания поляры с прямой, параллельной оси абсцисс, соответствует полету на угле атаки  $\alpha_{3к}$ , при котором  $V_{y\min}$ ,  $\theta_{пл\min}$ , время планирования  $t_{пл\max}$  — режим наибольшей продолжительности планирования.

### Режимы планирования

Если из начала координат провести прямую, то она пересечет полярную скорость в двух точках  $\alpha_1$  и  $\alpha_2$  (рис.4.14.б). А так как угол между этой прямой и осью абсцисс является углом планирования, то значит, самолет может планировать на угле атаки  $\alpha_1$  или угле атаки  $\alpha_2$  при одном и том же угле планирования  $\theta$ . Границей двух режимов планирования является угол атаки  $\alpha_{нв}$ .

Первый режим планирования ( $\alpha_1 < \alpha_{нв}$ ,  $V_1 > V_{нв}$ ) – планирование на малых углах атаки с большими скоростями. На этом режиме при случайном увеличении угла атаки угол планирования уменьшается, т.е. планирование становится еще более пологим и безопасным. Это благоприятный режим планирования  $\theta$ .

Второй режим ( $\alpha_2 > \alpha_{нв}$ ,  $V_2 < V_{нв}$ ) – планирование на больших углах атаки с малыми скоростями. На этом режиме при случайном увеличении угла атаки угол планирования увеличивается, становится более крутым. Кроме того, самолет может оказаться на углах атаки  $\alpha > \alpha_{кр}$ , на которых из-за срывного обтекания крыла коэффициент подъемной силы  $C_{y_a}$  резко уменьшается. Подъемная сила становится меньше веса и самолет парашютирует. При парашютировании самолет очень неустойчив, склонен к сваливанию на крыло и переходу в штопор.



## ВИРАЖ

*Ви́раж* – это полет самолета по криволинейной траектории в горизонтальной плоскости с разворотом на  $360^\circ$ . Ви́раж, выполняемый без скольжения при постоянной скорости с постоянным углом крена, называется *правильным*. Часть виража называется *разворотом*.

Правильный вираж относится к установившемуся виду движения самолета.

В зависимости от угла крена виражи делятся на мелкие ( $\gamma \leq 45^\circ$ ) и глубокие ( $\gamma > 45^\circ$ ).

Для выполнения виража необходимо, чтобы на самолет действовала сила, искривляющая траекторию и направленная перпендикулярно ей (см. рис. 4.14.) Такой силой является боковая сила  $Y_a^{\parallel} = Y \sin \gamma$  (где  $\gamma$  — угол крена), которая создается подъемной силой при крене. Поэтому движение самолета при вираже описывается тремя уравнениями: проекции сил на оси  $X_a$ ,  $Y_a$  и на боковую ось  $Z_a$ .

Таким образом, условия равновесия сил, действующих на самолет при вираже, имеют вид:

1)  $G = Y_a^{\perp} = Y_a \cos \gamma$  — условие горизонтальности маневра;

2)  $P = X_a$  — условие постоянства скорости;

3)  $Y_a \sin \gamma = \frac{mV^2}{r}$  — неуравновешенная центростремительная сила, сообщающая самолету нормальное ус-

корение и искривляющая траекторию

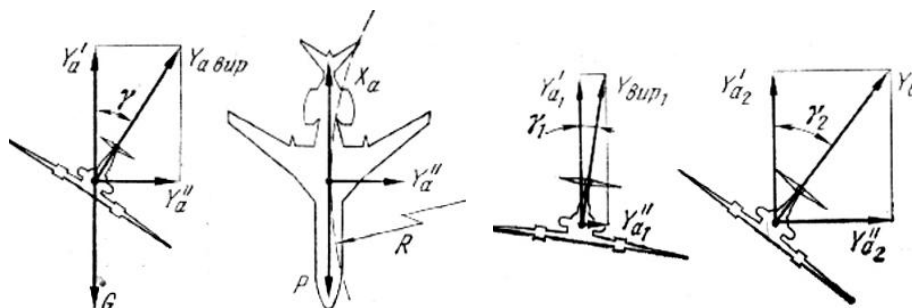


Рис. 4.14. Вираж

в горизонтальной плоскости ( $m$  – масса самолета,  $V$  – скорость виража,  $k$  – радиус виража).

Из уравнения 1

$$Y_a = \frac{G}{\cos \gamma},$$

т.е. подъемная сила при вираже больше веса самолета.

Величина, показывающая во сколько раз подъемная сила самолета больше его веса, называется *перегрузкой* самолета. Зависимость между перегрузкой  $n_y = \frac{Y}{G}$

и углом крена  $\gamma$  имеет следующий вид:

$$n_y = \frac{1}{\cos \gamma}.$$

Чем больше угол крена при правильном вираже, тем больше перегрузка.

Физиологические пределы перегрузок для человеческого организма зависят от направления и времени их воздействия. Положительные перегрузки, прижи-

мающие человека к сиденью, переносятся легче, чем отрицательные, отрывающие от сиденья. Предельная положительная перегрузка для человека при длительном воздействии равна 8...9, а отрицательная – от -4 до -6.

Чем больше крен, тем интенсивнее возрастает перегрузка при его дальнейшем увеличении.

При вираже с углом крена  $60^\circ$  нужно создать перегрузку  $n_y = 2$ , а при угле крена  $75-80^\circ$  коэффициент перегрузки  $n_y = 4...6$ . С приближением крена к  $90^\circ$  перегрузка, необходимая для виража, стремится к бесконечности.

*Скорость виража* можно определить из равенства  $G = Y \cos \gamma$ :

$$V = \sqrt{\frac{2G}{\rho S C_y \cos \gamma}} = V_{z.n.} \sqrt{\frac{1}{\cos \gamma}} = V_{z.n.} \sqrt{n_y}.$$

Как и скорость горизонтального полета, скорость виража зависит от полетного веса самолета, плотности воздуха, коэффициента подъемной силы и угла крена.

*Тяга*, необходимая на вираже, определяется из условия  $P = X_a$ .

$$P_{вир} = C_{X_a} S \frac{\rho V_{вир}^2}{2} = C_{X_a} S \rho \frac{V_{z.n.}^2}{2} n_y;$$

$$P_{вир} = P_{z.n.} n_y$$

т.о, тяга на вираже нужна больше, чем в горизонтальном полете.

К основным параметрам виража относятся радиус виража, время виража и угловая скорость виража.

Радиус виража определится из уравнения 3:

$$r = \frac{mV^2}{Y \sin \gamma} = \frac{V^2}{g \cdot \operatorname{tg} \gamma} = \frac{V^2}{g \sqrt{n_y^2 - 1}}$$

Из формулы видно, что радиус виража зависит от квадрата скорости полета. Радиус виража можно уменьшить, увеличив перегрузку, т.е. увеличив крен самолета.

При правильном вираже  $\alpha = \text{const}$  и  $\gamma = \text{const}$ , поэтому  $r = \text{const}$ , т.е. траекторией полета является окружность.

Продолжительность правильного виража можно найти, разделив длину траектории виража ( $2\pi \cdot r$ ) на скорость:

$$t = \frac{2\pi \cdot r}{V} = 0,64 \frac{V}{\operatorname{tg} \gamma}, \text{ где } \frac{2\pi}{g} = 0,64$$

При выполнении виража самолет имеет угловую скорость

$$\omega = \frac{V_{\text{sup}}}{r} = \frac{g \sqrt{n^2 - 1}}{V_{\text{sup}}}$$

На большинстве современных самолетов вираж выполняется с помощью элеронов почти без использования руля направления.

## Дальность и продолжительность полёта

Дальность полета ( $L$ )— это расстояние, измеренное по земной поверхности, которое пролетает самолет по маршруту от места взлета до места посадки.

Продолжительность полета ( $T$ ) — это время пребывания самолета в воздухе от момента отрыва до момента приземления самолета.

Дальность и продолжительность полета определяются для полета в целом. Полет рассматривается как последовательность типовых этапов – взлет, набор высоты, крейсерский полет, снижение, заход на посадку и посадка. Из перечисленных этапов 85...95% составляет крейсерский полет.

Для расчета дальности и продолжительности полета необходимо задать маршрут и определить профиль полета. Профили полета бывают:

- а) полет на заданной высоте;
- б) полет "по потолкам".

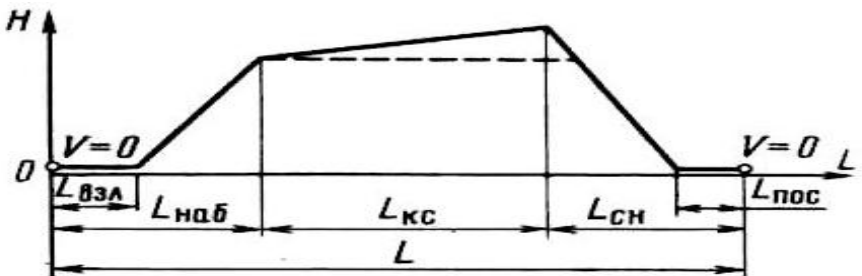


Рис. 4.15 Профиль полета на дальность

Дальность полета включает в себя следующие составляющие:

$$L = L_{\text{наб}} + L_{\text{кв}} + L_{\text{сн}}$$

В аэродинамике различают техническую и практическую дальность полета.

Под технической дальностью понимают расстояние по горизонтали, которое должен пролететь самолет в условиях полного безветрия при израсходовании всего запаса топлива за исключением невырабатываемого остатка.

Невырабатываемый остаток — это то топливо, которое по какой-то причине не может быть выкачено из бака для подачи его в камеру сгорания двигателя.

Практической дальностью называется расстояние по горизонтали, которое пролетает самолет в условиях полного безветрия при израсходовании располагаемого запаса топлива.

Под располагаемым запасом топлива понимают все топливо за исключением невыработанного остатка и гарантийного запаса топлива.

$$G_{\text{расп}} = G_{\text{T}} - G_{\text{гар}} - G_{\text{нев}}$$

Гарантийный запас предусматривается на тот случай, когда нужно обойти грозовую облачность, горы, вторично зайти на посадку и т. д.

$$G_{\text{гар}} = (0,07 \dots 0,1) G_{\text{T}}$$

Дальность и продолжительность полета определяются по следующим формулам:

$$L = \frac{G_{\text{расп}}}{q_{\text{к}}} ; T = \frac{G_{\text{расп}}}{q_{\text{час}}}$$

$q_k$  — километровый расход топлива, т.е. количество топлива, расходуемое на 1 км пути.

$q_{\text{час}}$  — часовой расход топлива, т.е. топливо, расходуемое за 1 ч пути.

Простота этих формул кажущаяся, т.к. расходы топлива зависят от удельного расхода топлива, изменяемого в полете веса самолета, качества самолета  $K$  и скорости полета.

Часовой расход топлива  $q_{\text{час}}$  определяется по формуле:

$$q_{\text{час}} = C_e P = C_e \cdot \frac{G_{\text{нд}}}{K};$$

где  $C_e$  — удельный расход топлива;  $P = \frac{G_{\text{нд}}}{K}$  — тяга, необходимая для выполнения горизонтального полета;

$G_{\text{ср}}$  — полетный (средний) вес самолета.

$$G_{\text{ср}} = \frac{G_0 + G_{\text{нос}}}{2}$$

где  $G_0$  — взлетный вес самолета;  $G_{\text{нос}}$  — посадочный вес.

Километровый расход определяется по формуле:

$$q_k = \frac{q_{\text{час}}}{V} = \frac{C_e \cdot G_{\text{ср}}}{K \cdot V}.$$

Тогда формулы для определения дальности и продолжительности примут вид:

$$L = \frac{G_{\text{расн}} \cdot K \cdot V}{C_e \cdot G_{\text{ср}}}; T = \frac{G_{\text{расн}} \cdot K}{C_e \cdot G_{\text{ср}}}.$$

Для самолетов с ТВД характеристикой силовой установки является мощность, а не тяга:

$$N = P \cdot V$$

Для ТВД часовой и километровый расходы топлива определяются по формулам:

$$q_{\text{час}} = C_e \cdot N = C_e \cdot P \cdot V = C_e \cdot V \cdot \frac{G_{\text{ср}}}{K};$$

$$q_{\text{км}} = \frac{q_{\text{час}}}{V} = \frac{C_e \cdot G_{\text{ср}}}{K}$$

Поэтому формулы для определения дальности и продолжительности полета самолетов с турбовинтовыми двигателями преобразуются в следующий вид:

$$L = \frac{G_{\text{расн}} \cdot K}{C_e \cdot G_{\text{ср}}}; \quad T = \frac{G_{\text{расн}} \cdot K}{C_e \cdot G_{\text{ср}} \cdot V}$$

Важными характеристиками самолета являются максимальные дальность и продолжительность полета.

Определим режимы максимальной дальности и продолжительности, анализируя формулы для определения  $L$  и  $T$ .

Наибольшую продолжительность реактивный самолет будет иметь при наимыгоднейшей скорости  $V_{\text{нв}}$ , так как при угле атаки  $\alpha_{\text{нв}}$ , при полете на котором обеспечивается эта скорость, аэродинамическое качество самолета максимально.

$$T_{\text{max}} = \frac{G_{\text{двнд}} \cdot E_{\text{max}}}{\dot{N} \cdot G_{\text{нд}}};$$



Максимальная продолжительность самолета с ТВД будет обеспечиваться при минимальной мощности, т. е. наэкономической скорости полета. В этом случае

$$T_{\max} = \frac{G_{cp}}{C_e \cdot \rho \cdot V_{\min}^3} = \frac{G_{cp}}{C_e \cdot N_{\min}}$$

Максимальная дальность имеет место на режиме полета, при котором величина  $\frac{V \cdot K}{C_e}$  имеет максимальное значение.

Расчеты показывают, что максимальное значение этой величины обеспечивается на крейсерской скорости, которая несколько выше наивыгоднейшей.

$$L_{\max} = \frac{G_{расч}}{G_{cp}} \cdot \left( \frac{V \cdot K}{C_e} \right)_{\max}$$

Наивыгоднейшая высота при полете на дальность лежит несколько ниже практического потолка самолета. Так как практический потолок по мере выгорания топлива все время возрастает, то для выдерживания оптимального режима при полете на максимальную дальность нужно постепенно увеличивать высоту. Такой режим называют «полетом по потолкам» (рис. 4.15)

При попутном ветре дальность полета увеличивается, при встречном – уменьшается.

*Вопросы для повторения*

1. Какие признаки имеет установившееся движение самолета?
2. Каким образом уравниваются силы, действующие на самолет в горизонтальном полете?
3. От каких факторов зависит необходимая для горизонтального полета скорость? Чем опасен полет при  $V_{\min}$  ?
4. При каком угле атаки тяга, необходимая для горизонтального полета, минимальная? Подтвердите свое мнение формулой.
5. Что называется избытком силы тяги?
6. Как изменяются угол атаки и избыток силы тяги, если при постоянном режиме работы двигателя скорость полета увеличивается от  $V_{\min}$  до  $V_{\max}$  ?
7. Что называется избытком мощности? Зависит ли он от избытка силы тяги?
8. Какое влияние оказывает избыток тяги (или избыток мощности) на режим полета?
9. Как влияет масса самолета на необходимую скорость и необходимую силу тяги?
10. Как влияет масса самолета на продолжительность и дальность полета?
11. Чем различаются первый и второй режимы горизонтального полета?
12. Как влияет высота полета на избыток силы тяги  $\Delta P$ , избыток мощности  $\Delta N$ , минимальную скорость  $V_{\min}$  и диапазон скоростей горизонтального полета  $\Delta V$  ?

13. Каким образом уравниваются силы при режиме подъема?
14. Для какого полета — горизонтального или подъема — нужна большая скорость?
15. В каком полете необходима большая подъемная сила? Почему?
16. Что называется вертикальной скоростью самолета при подъеме? За счет чего она создается?
17. Как влияет высота полета на вертикальную скорость?
18. Какое различие в понятиях теоретического, практического и динамического потолка?
19. Чем различаются первый и второй режимы подъема? Где граница этих режимов?
20. Когда используется режим снижения с работающими двигателями? Почему?
21. Каким образом уравниваются силы, действующие на самолет при планировании?
22. Какие факторы влияют на скорость планирования?
23. Какие факторы влияют на дальность планирования?
24. Когда самолет имеет наибольшую дальность планирования?
25. Чем характерны особые режимы планирования: парашютные, ответственное пикирование?
26. Чем различаются первый и второй режимы планирования, где граница между ними?
27. Как обеспечить условие  $H = \text{const}$  в горизонтальном полете?

28. Как обеспечивается условие  $\theta = \text{const}$  при наборе высоты и при планировании?

29. Как обеспечивается условие  $V = \text{const}$  в горизонтальном полете, при наборе высоты, планировании?

30. Как и почему изменяются избыток тяги и максимальная скорость горизонтального полета при увеличении массы самолета?

31. Назовите факторы, влияющие на продолжительность и дальность полета.

32. Как и почему изменится  $\Delta P$ ;  $\Delta N$ ;  $\Delta V$  при увеличении высоты полета?

33. Как направлен вектор подъемной силы в горизонтальном полете, при наборе высоты, планировании?

34. Как уравниваются силы, действующие на самолет при наборе высоты?

35. Как следует изменить угол атаки и угол наклона траектории, чтобы при неизменном режиме работы двигателей обеспечить разгон самолета при наборе высоты?

36. При какой из перечисленных ниже скоростей полета набор высоты невозможен, при

$V_{\min}$ ;  $V_{\text{ЭК}}$ ;  $V_{\text{НВ}}$ ;  $V_{\text{МАХ}}$ ? Почему?

37. Что называется перегрузкой самолета?

38. Когда возникают перегрузки и почему?

39. Как создается неуравновешенная сила, необходимая для выполнения виража?

40. Запишите формулу коэффициента перегрузки при вираже.

41. Как можно уменьшить радиус виража? Докажите формулой.

42. Почему для выполнения правильного виража подъемная сила должна стать больше веса самолета? Что для этого делается?

43. Влияет ли высота полета на радиус виража? Докажите.

## **Глава 5. Неустановившееся движение самолета**

Движение самолета считается неустановившимся, если на него действуют неуравновешенные силы, вызывающие изменение скорости по величине и направ-

лению. Оно связано с реализацией различных траекторий полета самолета, которые определяются техническим заданием на проектирование (ТЗ). Наиболее сложные траектории реализуют самолеты, спроектированные и построенные специально для занятий авиационным спортом.

На рисунке 5.1. показан комплекс фигур высшего пилотажа самолета для воздушной акробатики

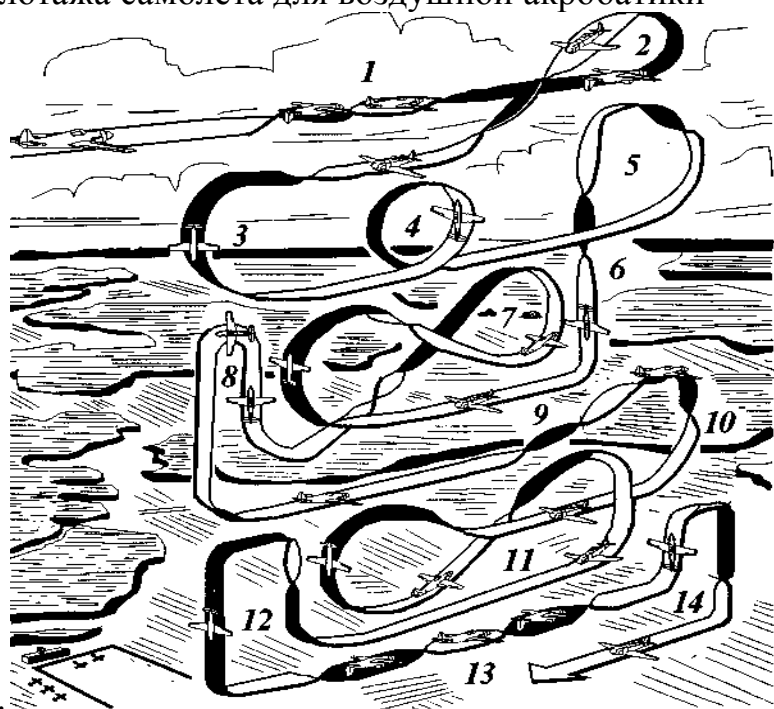


Рис. 5.1. Комплекс фигур высшего пилотажа

На траектории полета показаны следующие фигуры высшего пилотажа:

1 – управляемая горизонтальная бочка;

- 2 – три четверти петли с полуоборотами на нисходящих под углом  $45^\circ$  линиях;
- 3 –переворот на горке;
- 4 – петля Нестерова;
- 5 – полупетля;
- 6 – один виток штопора;
- 7 – восьмерка с полуоборотами на нисходящих под углом  $45^\circ$  линиях;
- 8 – поворот на вертикали;
- 9 – восходящая управляемая бочка под углом  $45^\circ$ ;
- 10 – переворот;
- 11 — восьмерка с полубочкой на восходящих под углом  $45^\circ$  линиях;
- 12 – полубочка на восходящей вертикальной линии;
- 13 – фиксированная бочка на горизонтальной линии;
- 14 – одна четверть бочки на восходящей и нисходящей вертикальных линиях.

В ТЗ для самолетов различного назначения различна и так называемая «номенклатура режимов полета», однако для всех самолетов общими режимами являются режимы взлета и посадки.

Взлет и посадка являются наиболее ответственными и напряженными этапами полета самолета. К их характеристикам предъявляются жесткие требования по условиям безопасности, а схема выполнения обычно жестко регламентирована (НЛГС – 2). Скорости, дистанции, характеризующие маневры взлета и посадки, определяют возможность эксплуатации самолета с то-

го или иного аэродрома. Рассмотрим взлет и посадку самолета.

### Взлет самолета

Траектория полной взлетной дистанции самолета представлена на рис. 5.2.

Собственно взлет — это ускоренное движение самолета с момента старта до момента

одновременного достижения регламентируемых значений высоты  $H_{\text{без}}$  и скорости  $V_{\text{без}}$ , обеспечивающих безопасность взлета.

Безопасной высотой по международным нормам считается высота  $H_{\text{без}}=10,7$  м (НЛГС-2).

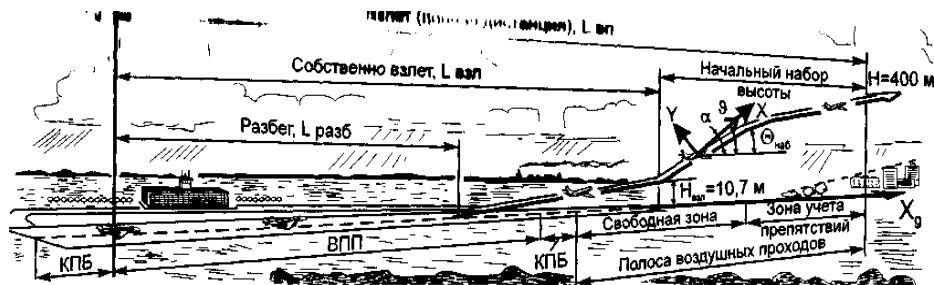


Рис. 5.2 Траектория взлета

Безопасной скоростью является скорость, на которой самолет обладает устойчивостью и управляемостью и может перейти к следующему этапу — начальному набору высоты.

Для самолетов применяют две схемы взлета (рис. 5.3):

- классическую для самолетов с поршневыми двигателями, при которой выдерживание производится на постоянной высоте;



- нормальную для самолетов с ТРД и ТВД, имеющих большой избыток тяги, при которой выдерживание не выполняется, а самолет сразу после отрыва производит разгон с набором высоты.

Взлет современных самолетов совершается по нормальной схеме. Практически весь разбег совершается на трех опорах при стояночном угле атаки  $\alpha_{ст}$ . По достижении скорости подрыва носового колеса плавным движением штурвала на себя пилот поднимает колеса передней опоры над ВПП и без выдерживания выводит самолет на взлетный угол атаки. Разница в скоростях подъема колес передней опоры и отрыва не превышает 15...20 км/час.

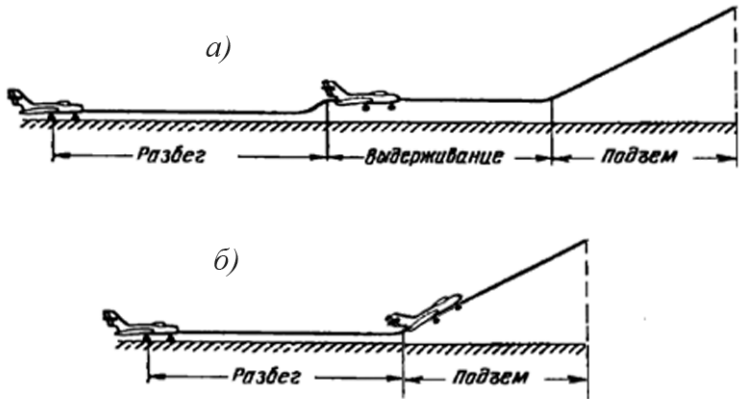


Рис. 5.3. Схемы взлета самолета: а) классическая; б) нормальная

При движении по ВПП кроме известной системы сил, действующих на самолет в полете, на него действуют силы реакции опор  $N$  и силы трения  $F$  (рис. 5.4).

Результирующая сила реакции опор  $N$  самолета зависит от соотношения между силой тяжести самолета  $G$  и подъемной силой  $Y_a$ :

$$N = Y_a - G.$$

При увеличении скорости движения по ВПП подъемная сила растет, а сила реакции опор уменьшается. При равенстве  $Y_a = G$  сила реакции опор становится равной нулю.

Результирующая сила трения колес зависит от коэффициента трения качения  $f$  и силы реакции опор:

$$F = fN.$$

Коэффициент  $f$  зависит от материала покрытия ВПП, ее состояния, метеоусловий, давления в пневматиках и т. д.

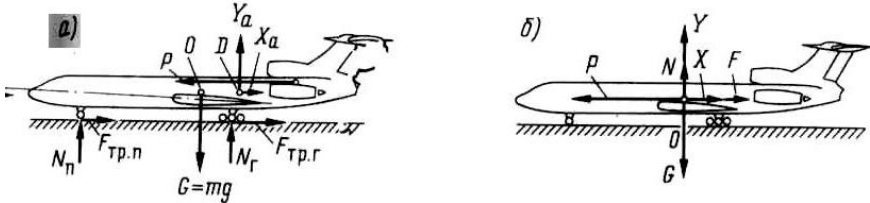


Рис. 5.4. Схема сил, действующих на самолет при разбеге:  
а) реальная; б) приведенная к центру масс

Обычная методика взлета такова. На старте выпускается во взлетное положение механизация крыла. Получив разрешение на взлет, летчик переводит двигатели на взлетный режим, отпускает колесные тормоза и самолет начинает ускоренное движение по взлетной полосе в стояночном положении при  $\alpha = \alpha_{ст}$ . После достижения скорости подрыва носового колеса

$V_{п.ст.}$ , при которой рули становятся достаточно эффективными, производится плавный подъем передней стойки шасси с увеличением угла атаки до  $\alpha_{отр}$ . На скорости  $V_{отр}$  подъемная сила уравнивает силу тяжести самолета и происходит его отрыв от поверхности ВПП. Далее самолет переводится в набор высоты с разгоном от скорости отрыва  $V_{отр}$  до безопасной скорости полета  $V_{без}$  на безопасной высоте  $H_{без}$ .

Таким образом, для современного самолета взлет состоит из следующих этапов:

- 1) разбег;
- 2) отрыв от поверхности ВПП;
- 3) набор высоты с разгоном до безопасной скорости полета.

Разбег — это ускоренное движение самолета по земле до скорости отрыва. Этот этап необходим для создания подъемной силы, способной оторвать самолет от земли.

Путь, проходимый самолетом от начала старта до скорости отрыва, называется длиной разбега. Она определяет размер ВПП. Приблизительно длину разбега можно определить по формуле:

$$L_{разб} = \frac{1}{2g} \cdot \frac{V_{отр}^2}{0,95 \bar{P} - f} = \frac{V_{отр}^2}{2j_{сп}};$$

где  $\bar{P}_0 = \frac{P_0}{mg}$  — стартовая тяговооруженность;

$f$  — коэффициент трения на разбеге;

$j^{cp}$  — среднее ускорение на разбеге.

Длина разбега самолетов с ТВД определяется по формуле

$$L_{\text{разб}} = \frac{1}{2g} \cdot \frac{V_{\text{отр}}^2}{0,95 N_0 - f}.$$

Для уменьшения длины разбега применяют взлетно-посадочную механизацию, реактивные ускорители взлета, форсаж двигателей.

В конце разбега самолет достигает скорости отрыва  $V_{\text{отр}}$ , при которой можно безопасно оторвать самолет от земли и продолжать взлет.

Отрывом называется отделение самолета от земли.

Скорость отрыва определяется по формуле:

$$V_{\text{отр}} = \sqrt{\frac{2mg}{\rho \cdot S \cdot C_{y_{\text{отр}}}}},$$

где  $C_{y_{\text{отр}}}$  — коэффициент подъемной силы, соответствующий углу атаки

$\alpha_{\text{отр}}$ ; по статистике  $\alpha_{\text{отр}} = 9 \dots 11^\circ$ .

Набор высоты представляет собой ускоренное прямолинейное движение самолета вверх по наклонной к горизонту траектории.

Взлет считается законченным, когда самолет на высоте 10,7 м над уровнем ВПП разгонится до безопасной скорости.

$$V_{\text{без}} = 1,2 V_{\text{св}},$$

где  $V_{\text{св}}$  — минимальная скорость, соответствующая полету на угле атаки  $\alpha_{\text{кр}}$ , для взлетной конфигурации

самолета (т.е. с выпущенной во взлетное положение механизацией крыла).

$$V_{CB} = \sqrt{\frac{2mg}{\rho \cdot S \cdot C_{y_{\max \text{ в зл}}}}}$$

Расстояние по горизонтали, проходимое самолетом за время набора безопасной высоты, определяется по формуле:

$$L_{\text{наб}} = \frac{1}{\sin \theta} \cdot \left( H_{\text{без}} - \frac{V_{\text{без}}^2 - V_{\text{отп}}^2}{2g} \right)$$

Суммарный путь, пройденный самолетом с момента старта до набора безопасной высоты, называется взлетной дистанцией.

$$L_{\text{взл. дист.}} = L_{\text{разб}} + L_{\text{наб}}$$

За взлетом следует начальный набор высоты до  $H=400$  м со скоростью не менее  $V_{\text{без}}$ , в ходе которого убирается шасси, переводится в основное полетное положение механизация. На высоте  $H=400$  м скорость достигает значения  $1,25 V_{\text{без}}$ .

При подсчете полной взлетной дистанции  $L_{\text{полн. взл}}$  учитывается также дальность начального набора высоты до  $H=400$  м.

## Посадка самолета

Посадкой называется замедленное движение самолета, включающее в себе снижение с безопасной высоты полета, соприкосновение с землей и пробег по земле до полной остановки.

Заход на посадку (рис. 5.3) начинается с входа на высоте  $H=400$  м в глиссаду. Снижение по глиссаде (участок 1 на траектории) идет со скоростью захода на посадку  $V_{з.п.}$ . Управление при заходе на посадку происходит по радиосигналам ближнего приводного радиомаяка (БПРМ) и глиссадного радиомаяка (ГРМ) и обеспечивает выход самолета к кромке ВПП на безопасной высоте посадки  $H_{без}=15$  м.



Рис.5.5.Траектория посадки

При заходе на посадку на высоте 300-400м выпускается шасси, а на высоте 150-200м закрылки.

Собственно посадка начинается на высоте 15м, которая по нормативным документам является безопасной высотой посадки.

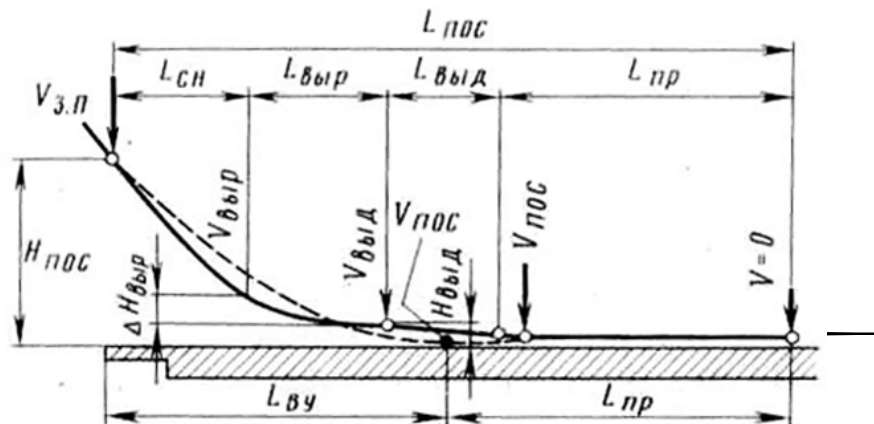


Рис.5.6. Схемы посадки

Во избежание срыва потока и перехода в область закритических углов атаки скорость самолета в момент достижения высоты 15м должна быть на 25...30% больше скорости  $V_{\min}$  с учетом выпущенной в посадочное положение механизации:

$$V_{\text{без пос}} = 1,25 \dots 1,3 \sqrt{\frac{2mg}{\rho \cdot S \cdot C_{y_{\max \text{ дн}}}}}$$

Посадка включает в себя следующие этапы:

1. Снижение.
2. Выравнивание.
3. Выдерживание.
4. Парашютирование
5. Пробег.

Препосадочное снижение самолета не является чистым планированием. Для обеспечения ухода самолета на 2-ой круг снижение выполняется с работающими двигателями. Заканчивается снижение на высоте 6...10 м. Длина участка снижения определяется по формуле:

$$L_{\text{сн}} = H_{\text{без}} \cdot K,$$

где  $K$  – аэродинамическое качество.

Как видно из формулы, для уменьшения участка снижения  $L_{\text{сн}}$  аэродинамическое качество самолета необходимо уменьшать. Но при этом надо помнить, что при уменьшении  $K$  планирование самолета становится более крутым ( $\theta_{\text{пл}} = \arctg \frac{1}{K}$ ).

Выравнивание — криволинейный участок посадки, на котором угол наклона траектории  $\theta$  и вертикальная скорость  $V_u$  уменьшаются до нуля. Заканчивается он на высоте 1-0,5 м над землей. Для выравнивания самолета пилот отклоняет ручку штурвала на себя, увеличивая угол атаки. Подъемная сила становится больше составляющей веса  $mg \cos \theta$ , что заставляет самолет двигаться криволинейно.

Горизонтальный участок выравнивания сравнительно невелик и может не учитываться при определении посадочной дистанции.

Выдерживание — практически горизонтальный участок посадки, предназначенный для уменьшения скорости до  $V_{\text{пос}}$ . На этом участке для поддержания равенства  $Y_a = mg$  летчик постепенно увеличивает угол атаки, доводя его до  $\alpha_{\text{пос}}$ .

Длина выдерживания определяется по следующей формуле:

$$L_{\text{выд}} = \frac{K_{\text{max}}}{2g} \cdot (V_{\text{без}}^2 - V_{\text{пос}}^2)$$

Достигнув посадочной скорости  $V_{\text{пос}}$ , летчик прекращает увеличение угла атаки, подъемная сила становится меньше веса и самолет парашютирует на землю. Участок парашютирования очень мал и в расчет при определении посадочной дистанции не берется.

Пробег — это замедленное движение самолета по земле до полной остановки. Он является заключительным этапом посадки. После касания земли самолет совершает пробег на главных колесах, после чего плавно



опускается на переднее колесо и приступает к торможению основных колёс.

На самолетах с ТРД применяют реверс тяги боковых двигателей, который эффективен в начале пробега. Длина пробега определяется по формуле,

$$L_{\text{проб}} = \frac{V_{\text{noc}}^2}{2gf},$$

где  $f=0,25$ — коэффициент трения.

Посадочная скорость – скорость самолета в момент касания земли – определяется по формуле:

$$V_{\text{noc}} = \sqrt{\frac{2mg}{\rho \cdot S \cdot C_{y_{\text{noc}}}}},$$

где  $C_{y_{\text{noc}}}$ — коэффициент подъемной силы, соответствующий углу атаки  $\alpha_{\text{noc}}$ .

Для современных самолетов  $\alpha_{\text{noc}} = \alpha_{\text{кр}}$  или на  $2...3^\circ$  меньше.

Для уменьшения длины пробега применяются: посадочная механизация, колесные тормоза, реверс тяги.

Посадочной дистанцией называется расстояние по горизонтали, которое проходит самолет от точки, соответствующей безопасной высоте посадки  $H_{\text{без}}=15\text{м}$ , до полной остановки.

Длиной посадочной дистанции является сумма участков снижения (планирования), выдерживания и пробега:

$$L_{\text{пос дист}} = L_{\text{пл}} + L_{\text{выд}} + L_{\text{проб}}$$

По статистике длина посадочной дистанции колеблется в пределах.

$$L_{\text{пос дист}} = (1,2 \dots 2,5) L_{\text{проб}}$$

В настоящее время для транспортных самолетов приняты две схемы посадки (рис. 5.4).

По первой схеме (сплошная линия) самолет до высоты выравнивания снижается прямолинейно с  $V = V_{\text{з.п.}} = \text{const}$ . На криволинейном участке выравнивания скорость самолета гасится до  $V_{\text{выд}}$  с уменьшением вертикальной скорости снижения практически до нуля. Траектория выравнивания как бы сопрягает глиссаду с траекторией, почти параллельной поверхности ВПП. Выравнивание завершается на высоте  $H_{\text{выд}}$ , с которой начинается этап выдерживания. На этом этапе скорость уменьшается до  $V_{\text{пос}}$  и самолет совершает приземление и пробег.

По второй схеме (пунктирная линия) самолет с высоты  $H_{\text{пос}}$  движется по криволинейной траектории, сопрягающей глиссаду снижения с линией, параллельной поверхности ВПП, с постепенным увеличением угла атаки, уменьшением высоты и скорости полета до  $V_{\text{пос}}$ . Снижение завершается касанием колес главных опор ВПП и последующим пробегом. Такая схема посадки характерна для самолетов, выполняющих посадку в полуавтоматическом и автоматическом режимах.

Вопросы для повторения

1. Какое движение самолета называется неустановившимся?
2. Что понимается под полным взлетом самолета?
3. Какие этапы включает в себя собственно взлет?
4. Чем отличается взлет реактивных самолетов от взлета поршневых? С чем это связано?
5. Чему равна безопасная высота взлета?
6. От каких факторов зависит скорость отрыва?
7. Как влияет масса самолета на его взлетные характеристики?
8. На какой высоте при взлете убираются шасси?
9. Что делается для уменьшения длины разбега?
10. Какие этапы включает в себя собственно посадка?
11. Почему не разрешается посадка самолета с выключенными двигателями?
12. Для чего при посадке необходим участок выдерживания?
13. Какие факторы влияют на величину посадочной скорости?
14. Что делается для уменьшения  $V_{\text{пос}}$  и длины пробега?
15. Как изменяются силы, действующие на самолет в процессе разбега?
16. Как поведет себя самолет, если при планировании запустить двигатели? Почему?
17. Создается ли перезагрузка при взлете и при посадке? На каких стадиях?

18. Как изменяется движение самолета, если в горизонтальном полете возникает крен? Как можно сохранить высоту полета?

19. Какое движение будет совершать самолет, если при выполнении режима горизонтального полета произойдет отказ двигателя, расположенного в фюзеляже?

## **Раздел 3. УСТОЙЧИВОСТЬ И УПРАВЛЯЕМОСТЬ САМОЛЕТА**

### **Глава 6. Устойчивость самолета**

#### *Основные понятия*

Устойчивость и управляемость относятся к числу особенно важных физических свойств самолета. От них в значительной мере зависят безопасность полетов, про-

стота и точность пилотирования и полная реализация летчиком технических возможностей самолета.

При изучении устойчивости и управляемости самолета его представляют как тело, движущееся поступательно под действием внешних сил и вращающееся под действием моментов этих сил.

Для установившегося полёта необходимо, чтобы силы и моменты были взаимно уравновешены.

Если по каким-то причинам это равновесие нарушается, то центр масс самолёта станет совершать неравномерное движение по криволинейной траектории, а сам самолёт начнёт вращаться.

Осями вращения самолёта принято считать оси связанной системы координат с началом координат в центре масс самолета. Ось  $Ox$  располагается в плоскости симметрии самолета и направлена по его продольной оси. Ось  $Oy$  перпендикулярна оси  $Ox$ , а ось  $Oz$  перпендикулярна плоскости  $HOy$  и направлена в сторону правого полукрыла.

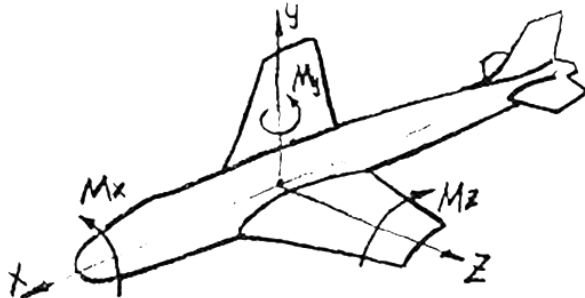
Моменты, вращающие самолет вокруг этих осей, имеют следующие названия:

$M_x$  – момент крена или поперечный момент;

$M_y$  – момент рысканья или путевой момент;

$M_z$  – момент тангажа или продольный момент.

Момент  $M_z$ , увеличивающий угол атаки, называется кабрирующим, а момент  $M_z$ , вызывающий уменьше-



ние угла атаки, — пикирующим.

*Рис. 6.1. Моменты, действующие на самолет*

Для определения положительного направления моментов используется следующее правило:

*если из начала координат направить взгляд вдоль положительного направления соответствующей оси, то вращение по часовой стрелке будет положительным.*

Таким образом,

- момент  $M_z$  положителен в случае кабрирования,
- момент  $M_x$  положителен в случае крена на правое полукрыло,
- момент  $M_y$  положителен при развороте самолета влево.

Положительному отклонению руля соответствует отрицательный момент и наоборот. Следовательно, за положительное отклонение рулей следует считать:

- руль высоты – вниз,
- руль поворота – вправо,
- правый элерон – вниз.

Положение самолета в пространстве определяется тремя углами – тангажа, крена и рысканья.

*Углом крена  $\gamma$*  называется угол между линией горизонта и осью  $OZ$ ,

*углом скольжения  $\beta$*  – угол между вектором скорости и плоскостью симметрии самолета,

*углом тангажа  $\vartheta$*  – угол между хордой крыла или осью фюзеляжа и линией горизонта.

Угол крена  $\gamma$  положителен, если самолет находится в правом крене.

Угол скольжения  $\beta$  положителен при скольжении на правое полукрыло.

Угол тангажа  $\vartheta$  считается положительным, если нос самолета поднят над горизонтом.

Равновесием называется такое состояние самолёта, при котором все силы и моменты, действующие на него, взаимно уравновешены и самолёт совершает равномерное прямолинейное движение.

Из механики известны 3 вида равновесия:

а) устойчивое б) безразличное в) неустойчивое;

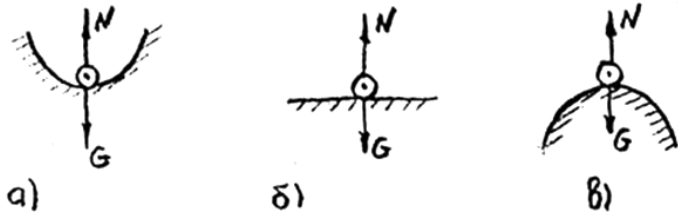


Рис. 6.2. Виды равновесия тела

В таких же видах равновесия может находиться и самолёт.

*Продольное равновесие*— это состояние, при котором самолёт не имеет стремления к изменению угла атаки.

*Путевое равновесие*— самолёт не имеет стремления к изменению направления полёта.

*Поперечное равновесие*— самолёт не имеет стремления к изменению угла крена.

Равновесие самолёта может быть нарушено из-за:

1) нарушения режимов работы двигателя или их отказа в полёте;

2) обледенения самолёта;

3) полёта в неспокойном воздухе;

4) несинхронного отклонения механизации;

5) разрушения частей самолёта;

6) срывного обтекания крыла, оперения.

Обеспечение определённого положения летящего самолёта по отношению к траектории движения или по отношению к земным предметам называется балансировкой самолёта.

В полёте балансировка самолёта достигается отклонением органов управления.

*Устойчивостью самолёта* называется его способность самостоятельно без вмешательства лётчика восстанавливать случайно нарушенное равновесие.

По словам Н.Е.Жуковского устойчивость— это прочность движения.

Для практики летной эксплуатации балансировка и устойчивость самолёта не равноценны. На самолёте, на котором не обеспечена балансировка, летать нельзя, тогда как на неустойчивом самолёте полёт возможен.

Оценка устойчивости движения самолёта производится с помощью показателей статической и динамической устойчивости.

Под *статической устойчивостью* понимается его тенденция к восстановлению исходного равновесного состояния после случайного нарушения равновесия. Если при нарушении равновесия возникают силы



и моменты, стремящиеся восстановить равновесие, то самолет статически устойчив.

При определении *динамической устойчивости* оценивается уже не начальная тенденция к устранению возмущения, а характер протекания возмущенного движения самолета. Для обеспечения динамической устойчивости возмущенное движение самолета должно быть быстро затухающим.

Таким образом, самолет устойчив при наличии:

- статической устойчивости;
- хороших демпфирующих свойств самолета, способствующих интенсивному затуханию его колебаний в возмущенном движении.

К количественным показателям статической устойчивости самолета относятся степень продольной, путевой и поперечной статической устойчивости.

К характеристикам динамической устойчивости относятся показатели качества процесса уменьшения (затухания) возмущений: время затухания отклонений, максимальные значения отклонений, характер движения в процессе уменьшения отклонений.

Под *управляемостью самолёта* понимается его способность исполнять по воле лётчика любой маневр, предусмотренный техническими условиями для данного типа самолёта.

От управляемости самолета в значительной мере зависит и его маневренность.

*Маневренностью* самолета называют его способность изменять за определенный промежуток времени скорость, высоту и направление полета.

Управляемость самолета тесно связана с его устойчивостью. Управляемость при хорошей устойчивости обеспечивает летчику простоту управления, а в случае необходимости позволяет быстро исправить случайную ошибку, допущенную в процессе управления, а также легко вернуть самолет к заданным условиям балансировки при воздействии на него внешних возмущений.

Устойчивость и управляемость самолета должны находиться в определенном соотношении.

Если самолет обладает большой устойчивостью, то усилия при управлении самолетом чрезмерно велики и пилот при маневрировании будет быстро утомляться. О таком самолете говорят, что он тяжел в управлении.

Излишне легкое управление также недопустимо, так как затрудняет точное дозирование отклонений рычагов управления и может вызвать раскачку самолета.

Балансировка, устойчивость и управляемость самолета разделяется на продольную и боковую.

Боковая устойчивость и управляемость подразделяются на поперечную и путевую (флюгерную).

### ***Продольная устойчивость***

*Продольной устойчивостью* называется способность самолета без вмешательства пилота восстанавливать нарушенное продольное равновесие (устойчивость относительно OZ)

Продольная устойчивость обеспечивается:

1) соответствующими размерами горизонтального оперения г.о., площадь которого зависит от площади крыла;

2) плечом горизонтального оперения  $L_{г.о.}$ , т.е. расстоянием от центра масс самолёта до центра давления г.о.

3) Центровкой, т.е. расстоянием от носка *средней аэродинамической хорды (САХ)* до центра масс самолёта, выраженным в процентах от величины САХ:

$$\bar{X}_T = \frac{X_T}{b_a} \cdot 100\%$$

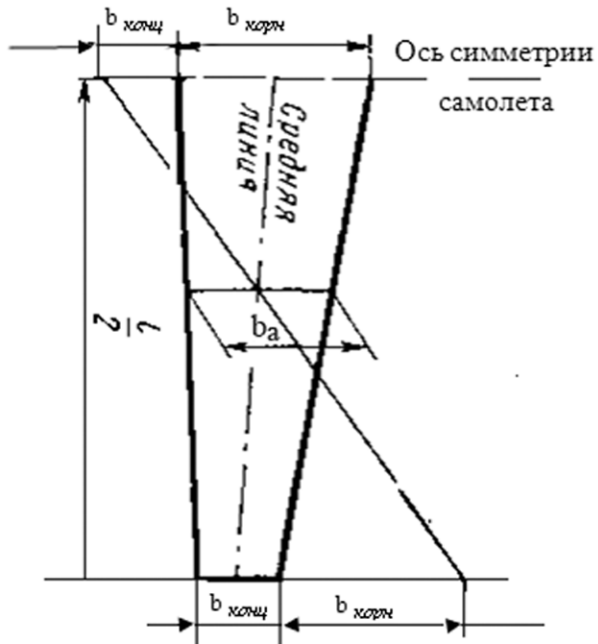


Рис. 6.3. Определение средней аэродинамической хорды

$СAX(b_a)$  — хорда некоторого условного прямоугольного крыла, которое при такой же, как у реального крыла, площади имеет такие же коэффициенты аэродинамических сил и моментов.

Величину и положение  $СAX$  чаще всего находят графически.

Положение центра масс самолёта, а значит, его центровки зависит от:

- 1) загрузки самолёта и изменения этой нагрузки в полёте;
- 2) размещения пассажиров и выработки топлива.

При уменьшении центровки увеличивается устойчивость, но уменьшается управляемость.

При увеличении центровки уменьшается устойчивость, но увеличивается управляемость.

Поэтому передний предел центровок устанавливается из условия получения безопасной посадочной скорости и достаточной управляемости, а задний предел — из условия обеспечения достаточной устойчивости.

### *Обеспечение продольной устойчивости по углу атаки*

Нарушение продольного равновесия выражается в изменении угла атаки и скорости полета, причем угол атаки изменяется значительно быстрее, чем скорость. Поэтому в первый момент после нарушения равновесия проявляется устойчивость самолета по углу атаки (по перегрузке).

При нарушении продольного равновесия самолета угол атаки изменяется на величину  $\Delta\alpha$  и вызывает изменение подъемной силы на величину  $\Delta Y$ , которая складывается из приращений подъемной силы крыла и горизонтального оперения:

$$\Delta Y = \Delta Y_{кр} + \Delta Y_{г.о.}$$

Крыло и самолёт в целом обладают важным свойством, заключающимся в том, что при изменении угла атаки происходит такое перераспределение аэродинамической нагрузки, что равнодействующая его прироста проходит через одну и ту же точку F, удалённую от носка САХ на расстояние  $X_f$ .

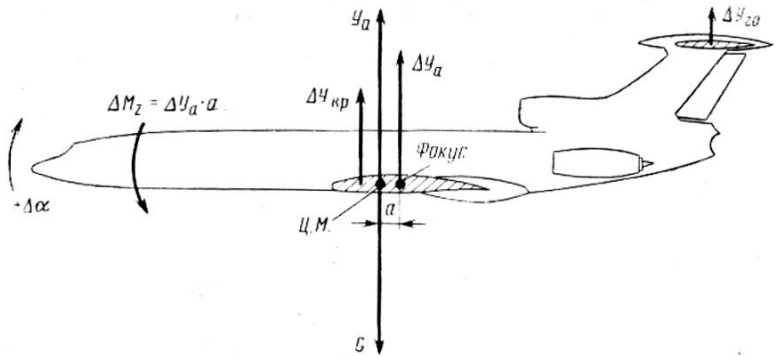


Рис.6.4. Обеспечение продольной устойчивости самолета

Точка приложения приращения подъемной силы  $\Delta Y$ , вызванного изменением угла атаки при неизменной скорости, называется *фокусом*.

Степень продольной статической устойчивости самолета определяется взаимным расположением центра масс и фокуса самолета.

Положение фокуса при безотрывном обтекании не зависит от угла атаки.

Положение центра масс, т.е. центровка самолета, определяется в процессе проектирования компоновки самолета, а при эксплуатации – заправкой или выработкой топлива, загрузкой и т.п. Меняя центровку самолета, можно изменять степень его продольной статической устойчивости. Существует определенный диапазон центровок, в пределах которого можно размещать центр масс самолета.

Если грузы на самолете разместить так, чтобы центр масс самолета совпадал с его фокусом, самолет будет безразличен к нарушению равновесия. Центровка в этом случае называется *нейтральной*.

Смещение центра масс относительно нейтральной центровки вперед обеспечивает самолету продольную статическую устойчивость, а смещение ц.м. назад делает его статически неустойчивым.

Таким образом, для обеспечения продольной устойчивости самолета его центр масс должен находиться впереди фокуса.

В этом случае при случайном изменении угла атаки появляется стабилизирующий момент  $\Delta M_z = \Delta Y \cdot a$ , возвращающий самолет на заданный угол атаки (рис.6.4).

Для смещения фокуса за центр масс и применяют горизонтальное оперение.

Расстояние между центром масс и фокусом, выраженное в долях САХ, называется запасом устойчивости по перегрузке или *запасом центровки*:

$$\sigma_n = \bar{X}_T - \bar{X}_f$$

Существует минимально-допустимый запас устойчивости, который должен быть равен не менее 3% САХ.

Положение ц.м., при котором обеспечивается минимально-допустимый запас центровки, называется *предельно задней центровкой*. При такой центровке самолет еще обладает устойчивостью, обеспечивающей безопасность полета. Разумеется, что задняя эксплуатационная центровка должна быть меньше предельно допустимой.

Допустимое смещение ц.м. самолета вперед определяется по условиям балансировки самолета. Наихудшим в смысле балансировки является режим захода на посадку при малых скоростях, предельно допустимых углах атаки и выпущенной механизации. Поэтому *предельно передняя центровка* определяется из условия обеспечения балансировки самолета на посадочном режиме.

Для неманевренных самолетов величина запаса центровки должна составлять 10–12% САХ.

При переходе с дозвуковых режимов на сверхзвуковые фокус самолета смещается назад, запас центровки увеличивается в несколько раз и продольная статическая устойчивость резко возрастает.

### *Балансировочные кривые*

Величина продольного момента  $M_z$ , возникающего при нарушении продольного равновесия, зависит от

изменения угла атаки  $\Delta\alpha$ . Эта зависимость называется *балансировочной кривой*.

На рис. 6.3 показаны балансировочные кривые устойчивого, неустойчивого и безразличного самолетов.

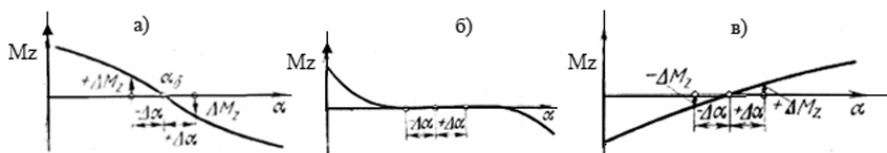


Рис. 6.5. Балансировочные кривые:  
а) устойчивый самолет, б) безразличный самолет,  
в) неустойчивый самолет

Угол атаки, при котором  $M_z = 0$ , называется *балансировочным углом атаки*  $\alpha_0$ .

На балансировочном угле атаки самолёт находится в состоянии продольного равновесия.

На углах  $\alpha > \alpha_0$  устойчивый самолет создает стабилизирующий момент  $-\Delta M_z$  (момент пикирования), неустойчивый – дестабилизирующий  $+\Delta M_z$ , безразличный самолет не создает  $\Delta M_z$ , т.е. имеет множество балансировочных углов атаки.

### Путевая устойчивость самолета

*Путевая (флюгерная) устойчивость* – это способность самолета без вмешательства пилота устранять скольжение, т. е. устанавливаться «против потока», сохраняя заданное направление движения.



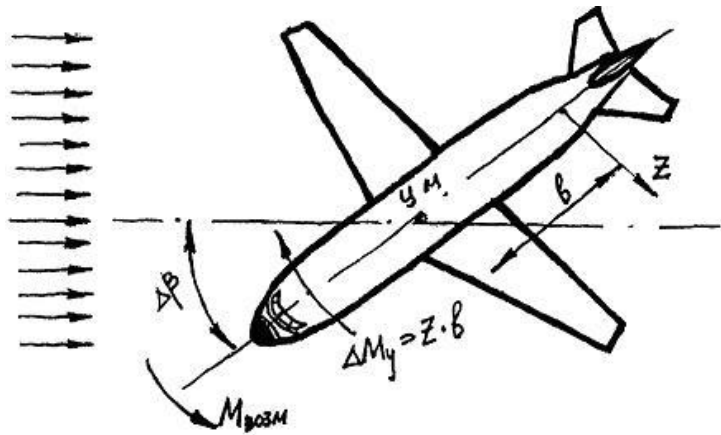


Рис. 6.6. Путьевая устойчивость самолета

Обеспечивается путьевая устойчивость соответствующими размерами вертикального оперения  $S_{в.о.}$  и плечом вертикального оперения  $L_{в.о.}$ , т.е. расстоянием от центра давления в.о. до центра масс самолета.

Под действием  $M_{возм}$  самолет вращается вокруг оси  $OY$ , но его ц.м. по инерции сохраняет еще направление движения и самолет обтекается потоком под углом скольжения  $\beta$ . В результате несимметричного обтекания возникает боковая сила  $Z$ , приложенная в боковом фокусе. Самолет под действием силы  $Z$  стремится развернуться подобно флюгеру в сторону крыла, на которое он скользит.

В.о. смещает боковой фокус за ц.м. самолета. Этим обеспечивается создание стабилизирующего путевого момента  $\Delta M_\gamma = Zb$ .

Степень путевой статической устойчивости определяется величиной *производной коэффициента момента рысканья по углу скольжения*  $m_Y^\beta$ .

Физически  $m_Y^\beta$  определяет величину прироста коэффициента момента рысканья, если угол скольжения  $\beta$  изменяется на  $1^\circ$ .

У самолета, обладающего путевой устойчивостью он отрицателен. Таким образом, при скольжении на правое крыло (положительное  $\beta$ ), появляется путевой момент, вращающий самолет вправо, т.е. коэффициент  $m_Y^\beta$  отрицательный.

Изменение угла атаки, выпуск механизации незначительно влияют на путевую устойчивость. В диапазоне чисел  $M$  от 0,2 до 0,9 степень путевой устойчивости практически не меняется.

## **Поперечная устойчивость самолета**

*Поперечной устойчивостью* называется способность самолёта без вмешательства лётчика сохранять заданный угол крена  $\gamma$  или устранять случайно возникший крен.

Обеспечивается поперечная устойчивость крылом и вертикальным оперением.

При создании крена нарушается равновесие сил  $Y$  и  $G$  и появляется неуравновешенная составляющая веса  $G_1$ , искривляющая траекторию полета и вызывающая скольжение самолета на опущенное полукрыло.

Обтекание самолета становится несимметричным.

Для того, чтобы самолет самостоятельно устранял возникающий угол крена, необходимо, чтобы появлялся поперечный момент  $M_x$ , вызывающий вращение самолета в сторону отстающего крыла. Для этого необходимо, чтобы боковой фокус находился выше центра масс самолета и создавал восстанавливающий момент  $M_x = Z\Delta y$ .

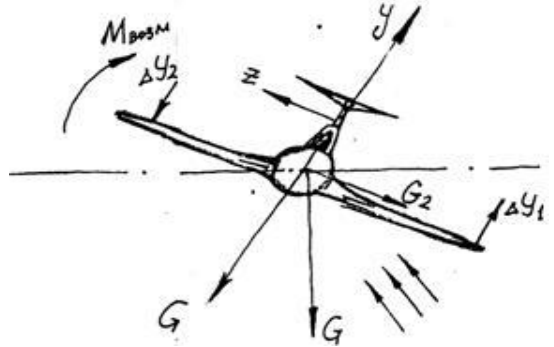


Рис. 6.7. Поперечная устойчивость самолета

Кроме того, поднятое полукрыло затенено фюзеляжем, подъемная сила на нем будет меньше, чем на опущенном полукрыле, что приведет к появлению дополнительного восстанавливающего момента.

Степень поперечной устойчивости самолета оценивается величиной *производной момента крена по углу скольжения*  $m_x^\beta$ .

Физически  $m_x^\beta$  определяет величину прироста коэффициента момента крена при изменении угла скольжения  $\beta$  на  $1^\circ$ .

У устойчивого в поперечном отношении самолета  $m_x^\beta < 0$ , т.к. при скольжении на правое полукрыло (положительное скольжение), возникает отрицательный момент крена.

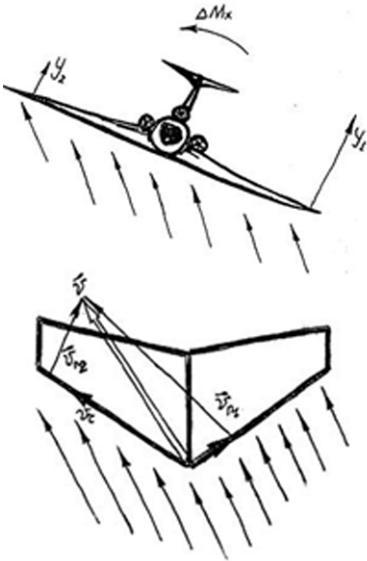


Рис. 6.8. Влияние стреловидности крыла на поперечную устойчивость

Стреловидные крылья имеют высокую степень поперечной устойчивости. При скольжении стреловидного крыла нормальная составляющая скорости  $V_{n1}$ , а поэтому и подъемная сила на опущенном полукрыле, оказываются больше, чем на поднятом, и появляется дополнительный стабилизирующий момент (см. рис. 6.8).

Уменьшают поперечную устойчивость стреловидного крыла, придавая крылу отрицательное поперечное  $V$ . При этом уменьшается значение восстанавливающего момента.

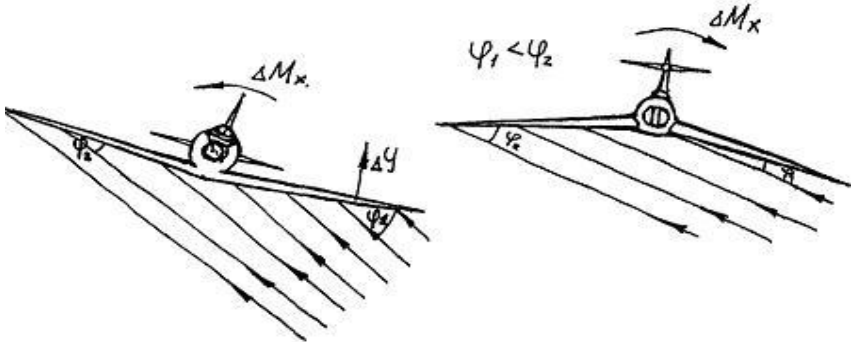


Рис. 6.9. Влияние обратногопоперечного  $V$  на поперечную устойчивость

Прямое поперечное « $V$ » крыла увеличивает поперечную устойчивость, обратное « $V$ » — уменьшает.

Т.о. степень поперечной статической устойчивости самолета зависит от режима полета и от геометрических параметров, из которых наибольшее влияние оказывают углы стреловидности и поперечного  $V$  крыла, удлинение крыла и высота вертикального оперения.

### Боковая устойчивость самолета

Путевая и поперечная устойчивость взаимосвязаны.

Рассмотрим, к примеру, обтекание стреловидного крыла при развороте самолета.

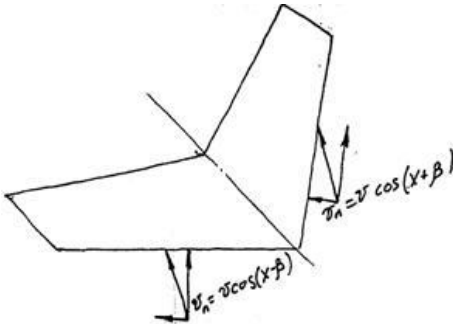


Рис. 6.10. Обтекание стреловидного крыла

Нормальная составляющая скорости  $V_n$  на опережающем полукрыле больше, чем на

отстающем. Следовательно, и подъемная сила опережающего полукрыла  $Y_{\text{оп.кр.}}$  будет больше подъемной силы отстающего полукрыла  $Y_{\text{отст.}}$ . В результате самолет начнет крениться в сторону разворота.

При нарушении поперечного равновесия самолет начинает скользить на опущенное полукрыло. Лобовое сопротивление поднятого полукрыла окажется меньше лобового сопротивления опущенного полукрыла, т.к. поднятое полукрыло затенено фюзеляжем. В результате самолет начнет разворачивать в сторону крена.

Таким образом, при нарушении путевой устойчивости самолета нарушается его поперечная устойчивость и наоборот.

Совокупность путевой и поперечной устойчивости называют *боковой устойчивостью* самолета.

Боковая статическая устойчивость самолета характеризует равновесие моментов рысканья и крена.

Для обеспечения хорошей боковой устойчивости варьируют такими параметрами, как стреловидность крыла, угол поперечного  $V$ , площадь в.о.

Нормальная боковая устойчивость обеспечивается определённым соотношением между поперечной и путевой устойчивостью.

При большой поперечной устойчивости и малой путевой самолёт имеет стремление к раскачиванию с крыла на крыло.

В обратном случае самолёт движется по спирали.

Вопросы для повторения

1. Оси какой системы координат считаются осями вращения самолета?
2. Когда моменты, действующие на самолет, считаются положительными?
3. Какими углами характеризуется положение самолета в пространстве?
4. Что называется устойчивостью самолета? Какие моменты называются стабилизирующими?
5. Какие виды устойчивости Вы знаете? Признак статической устойчивости самолета?
6. Как создаются демпфирующие моменты? Какие самолета обеспечивают демпфирование?
7. Что называется продольной устойчивостью самолета?
8. Как обеспечивается продольная устойчивость самолета? Что является органом продольной устойчивости?
9. Как влияет на продольную устойчивость центровка самолета?
10. Можно ли летать на неустойчивом самолете?
11. Какую зависимость показывают балансировочные кривые?
12. Какой угол атаки самолета называется балансировочным?
13. Каково условие продольной устойчивости самолета? Что такое фокус самолета?
14. Дайте определение путевой устойчивости самолета. Каково условие путевой устойчивости? Орган путевой устойчивости.

15. Как обеспечивается поперечная устойчивость самолета?

16. Что понимается под боковой устойчивостью самолета? Чем она обеспечивается?

17. Изобразите балансирующие кривые для устойчивого и неустойчивого самолета.

18. Необходимо уменьшить поперечную устойчивость самолета. Как для этого следует изменить площадь крыла, площадь вертикального оперения, угол стреловидности и угол поперечного V крыла?

19. Как следует изменить площадь крыла, площадь вертикального оперения, длину передней и хвостовой частей фюзеляжа, чтобы увеличить путевую устойчивость самолета?

20. Как изменится величина продольного стабилизирующего момента, если уменьшится площадь крыла? Почему?

21. Какое влияние на продольную устойчивость окажет уменьшение центровки самолета?

22. Какие изображения определяют пределы допустимых центровок?

23. Влияет ли отклонение закрылков на продольную устойчивость самолета? Почему?

24. Назовите причину колебательной неустойчивости самолета.

25. Какое действие имеют дестабилизирующие моменты? При каких условиях они возникают.

26. Назовите причину спиральной неустойчивости самолета.



## **Глава 7 Управляемость самолёта**

Управляемостью называется способность самолета реагировать на отклонение органов управления и по воле пилота выполнять маневр в пределах ограничений, устанавливаемых инструкцией по летной эксплуатации самолета.

*Статическая управляемость* – способность самолета под действием рулей уравниваться для восстановления исходного режима полета.

*Динамическая управляемость* – способность самолета под действием рулей нарушать равновесие для изменения режима полета или выполнения маневра.

В ответ на отклонение органа управления самолет под действием управляющего момента поворачивается относительно центра масс. В результате изменяются углы атаки, скольжения или крена, нарушается равновесие сил и моментов, самолет выполняет маневр.

Управляющие моменты, преодолевая сопротивление инерционных, демпфирующих и стабилизирующих моментов, вращают самолет вокруг осей OZ, OY или OX. В соответствии с этим осуществляется продольная, путевая или поперечная управляемость. Количественно управляемость можно характеризовать степенью управляемости, т.е. углом, на который повернется самолет при отклонении руля на  $1^\circ$ , или угловой скоростью вращения. Большая степень управляемости делает самолет в управлении очень “строгим”.

Отклонения органов управления, рычагов управления и усилия на рычагах управления зависят от режима полета.

В продольном движении в качестве характерных режимов рассматриваются виды установившегося полета самолета.

В боковом движении в качестве характерных режимов принято рассматривать установившееся изолированное движение крена, вызванное отклонением элеронов и руля направления, а также установившееся изолированное движение рысканья, вызванное отклонением руля направления.

### Продольная управляемость

*Продольная управляемость* – это способность самолета изменять угол атаки по воле пилота. Органом продольной управляемости самолета является руль высоты.

Для увеличения угла атаки руль высоты отклоняется вверх, а для его уменьшения – вниз. Отклонение руля высоты изменяет спектр обтекания горизонтального оперения и вызывает появление управляющего момента

$$\Delta M_{z_{упр}} = R_{z\sigma} \cdot L_{z\sigma}$$

Момент  $\Delta M_{z_{упр}}$ , преодолевая инерцию и демпфирование самолета, вращает его вокруг оси OZ, изменяя угол атаки. Изменение угла атаки создает приложенное в фокусе приращение подъемной силы самолета  $\Delta Y$

и стабилизирующий момент  $\Delta M_{z_{стаб}} = \Delta Y a_i$  и продолжается до тех пор, пока сумма продольных моментов, действующих на самолет, не станет равной нулю:

$$\Sigma M_z = \Delta M_{z_{упр}} - \Delta M_{z_{стаб}} = 0$$

### Боковая управляемость

Создание крена вызывает скольжение самолета на опущенное крыло. Из-за этого, при наличии устойчивости, появится боковая сила  $Z$ , которая создает относительно центра масс самолета путевой момент  $\Delta M_y$ . Последний будет изменять угол скольжения самолета, разворачивая его в сторону крена. Так одновременно с поперечной осуществляется *путевая управляемость самолета*.

При отклонении руля направления создается управляющий момент  $\Delta M_{y_{упр}}$ , изменяющий угол скольжения самолета, т.е. осуществляется путевая управляемость самолета. Изменение угла скольжения вызывает несимметричное обтекание самолета, что при наличии поперечной устойчивости приводит к появлению момента  $\Delta M_x$ , нарушающего поперечное равновесие. Так одновременно с путевой будет осуществлена *поперечная управляемость*. При координированном отклонении элеронов и руля направления эволюции самолета совершаются без скольжения.

Основными факторами, влияющими на *боковую управляемость* самолета, является: угол атаки, разнос грузов, скорость полета.

На больших углах атаки может происходить нарушение боковой управляемости, которое заключается в стремлении самолета к развороту против крена.

Отклонение элеронов изменяет угол атаки полукрыльев. При отклонении элерона вверх угол атаки изменяется на  $-\Delta\alpha$ , при отклонении вниз на  $+\Delta\alpha$ . В результате этого изменяются и коэффициенты ло-

бового сопротивления и появляется момент  $\Delta M_y$ . На больших углах атаки, из-за затенения поднятого вверх элерона, этот момент оказывается направленным против крена. Чтобы улучшить управляемость самолета на больших углах атаки, применяют дифференциальное управление элеронами. При этом отклонение элерона вниз производится на угол меньший, чем вверх.

Разнос масс, увеличивая момент инерции самолета, уменьшает угловые скорости вращения. Это затрудняет управление, так как самолет вяло реагирует на отклонения рулей. Увеличение скорости полета повышает эффективность рулей и элеронов.

### **Особенности устойчивости и управляемости скоростных самолетов**

Нарушения равновесия, устойчивости и управляемости при больших числах Маха вызваны проявлением сжимаемости воздуха и увеличением нагрузок, действующих на самолет.

*Затягивание в пикирование* свойственно самолетам дозвуковых форм (прямое крыло, толстые профили). Развитие волнового кризиса на крыле вызывает смещение центра давления назад. От этого появляется пикирующий момент  $\Delta M_z$ . У некоторых самолетов он настолько велик, что приводит к затягиванию в пикирование (рис. 7.1, а). Меры борьбы с этим явлением сводятся к увеличению критического числа Маха  $M_{*}$ .

*Резкое кабрирование* свойственно самолетам со стреловидным и треугольным крыльями. За счет стре-

ловидности пограничный слой стекает к концам крыла, что приводит к концевым срывам потока на углах атаки  $\alpha < \alpha_{кр}$ . При этом в средней части крыла подъемная сила возрастает, а на концах уменьшается, фокус самолета смещается вперед. Если фокус окажется впереди центра масс, то самолет станет неустойчивым. При увеличении угла атаки появляется дестабилизирующий момент, вызывающий резкое кабрирование (рис. 7.1, б).

Меры борьбы со склонностью самолета к резкому кабрированию состоят в устранении перетекания потока к концам крыла (переменная стреловидность, аэродинамические гребни, аэродинамическая крутка крыла и т. д.) и в создании большого «запаса» рулей.

*Заклинивание рулей.* Увеличение скорости полета приводит к возрастанию шарнирных моментов. У некоторых самолетов это создает впечатление заклинивания рулей (элеронов) и требует применения бустеров (гидроусилителей) в системе управления самолетом.

*Обратная реакция по крену* заключается в том, что при отклонении руля поворота возникает крен в сторону, противоположную развороту самолета. Такая реакция свойственна только самолетам со стреловидным крылом. Объясняется это тем, что из-за скольжения эффект стреловидности полукрыльев оказывается неодинаковым: меньше — на внешнем ( $\chi - \beta$ ), больше — на внутреннем ( $\chi + \beta$ ). Поэтому при полете на скоростях, когда число  $M > M^*$ , коэффициент  $C_{u\alpha}$  внешнего крыла оказывается значительно меньше, чем внутреннего (рис. 7.1, в).

«В а л е ж к а» — самопроизвольное кренение самолета при нейтральном положении элеронов. Причиной этого является геометрическая или жесткостная несимметричность крыла. При больших значениях скоростного напора возникают большие деформации кручения и различия в углах атаки полукрыльев. При полете на больших высотах (больших числах Маха) происходит неодинаковое развитие волнового кризиса.

Для борьбы с «валежкой» увеличивают жесткость конструкции, повышают точность производства и ремонта, применяют «доводку». Последняя состоит в обеспечении направленного воздействия на спектр обтекания крыла и осуществляется отгибанием специальных ножей, вклепанных к его заднюю кромку.

*Уменьшение эффективности рулей и элеронов.* При появлении зон сверхзвуковых скоростей, замыкающихся скачком уплотнения, уменьшаются отклонения рулей и элеронов, так как в сверхзвуковом потоке изменение давления (возмущения) против потока не распространяется.

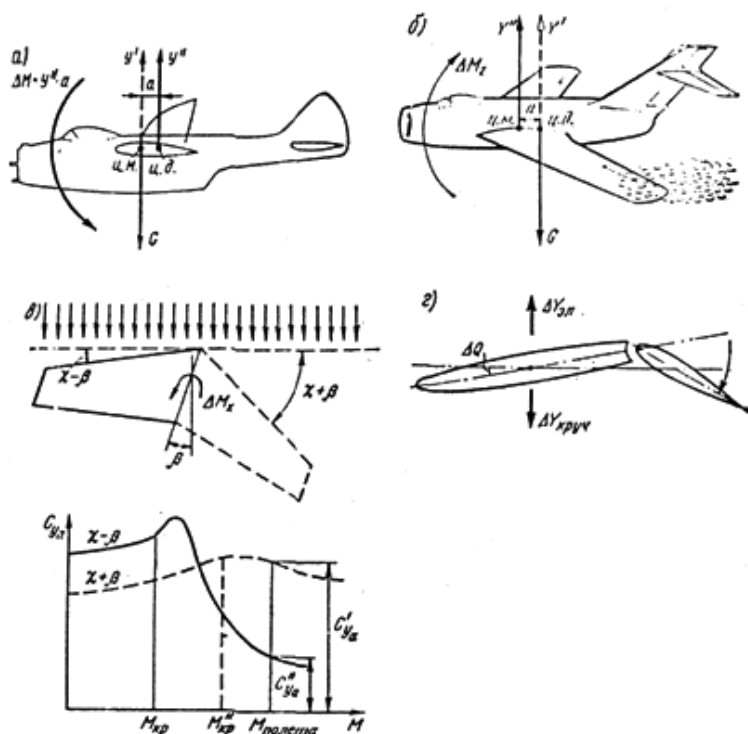


Рис. 7.1. Особенности устойчивости и управляемости скоростных самолетов

**Реверс элеронов** — это обратное действие элеронов, возникающее из-за больших упругих деформаций кручения крыла.

Отклонение элерона вызывает появление дополнительной аэродинамической силы  $\Delta Y_{эл}$ . Одновременно перемещается центр давления крыла и возникает деформация кручения (рис. 7.1, г). Кручение крыла изменяет его, угол атаки, появляется еще одна



аэродинамическая сила  $\Delta Y_{кр}$ . Направления этих дополнительных сил противоположны.

На малых скоростях полета деформации кручения невелики, и сила

$\Delta Y_{эл} > \Delta Y_{кр}$ . При больших скоростях полета скоростных самолетов с тонким крылом возникают большие деформации кручения, сила  $\Delta Y_{кр}$  становится больше  $\Delta Y_{эл}$ , и элероны оказывают обратное действие.

Скорость полета, при которой  $\Delta Y_{эл} = \Delta Y_{кр}$ , называется критической скоростью реверса элеронов и обозначается  $V_{кр.реверса}$ .

### Аэродинамическая компенсация рулей и элеронов

Управляемость самолета оценивается по тем усилиям, которые прикладывает летчик к рычагам управления. Величина этих усилий зависит не только от кинематической схемы системы управления, но и от величины аэродинамических моментов относительно оси вращения рулей и элеронов, возникающих при их отклонении.

*Понятие о шарнирном моменте.* Шарнирным называется момент аэродинамической нагрузки руля относительно его оси вращения:

$$M_{ш} = R \cdot a,$$

где  $R$  — аэродинамическая нагрузка руля;  
 $a$  — расстояние ц.д. руля от оси вращения.

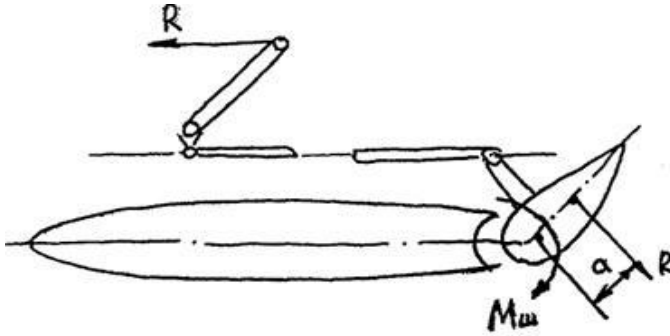


Рис. 7.2. Шарнирный момент

Шарнирные моменты всегда противодействуют отклонению руля, и поэтому вызывают усилия на командных рычагах, которые преодолеваются пилотом.

Шарнирный момент считается положительным, если он стремится отклонить руль (элерон) в положительном направлении (руль высоты — вниз, руль направления — вправо, правый элерон — вниз).

Величина  $M_{ш}$  зависит от формы и размеров рулей (элеронов), углов их отклонения. Скорости полета и плотности окружающей среды и определяется по формуле:

$$M_{ш} = m_{ш\ p} b_p q_p,$$

где  $m_{ш}$  — коэффициент шарнирного момента;

$S_p$  — площадь руля в м<sup>2</sup>;

$b_p$  — средняя геометрическая хорда руля;

$q_p = \frac{\rho \cdot V^2}{2}$  — скоростной напор в области руля в  $\frac{\text{дин}}{\text{см}^2}$ .

У современных скоростных самолетов, имеющих большие размеры органов управления и совершающих полет с большими скоростными напорами, шарнирные моменты велики.

Аэродинамическая компенсация рулей и элеронов служит для уменьшения усилий на командных рычагах посредством уменьшения шарнирного момента.

Принцип любой аэродинамической компенсации заключается в том, чтобы приблизить возникающую при отклонении руля аэродинамическую силу к оси вращения руля.

Существуют следующие виды аэродинамической компенсации:

- а) осевая компенсация;
- б) роговая компенсация;
- в) внутренняя компенсация;
- г) сервокомпенсация;
- д) триммер.

*Осевая компенсация* состоит в том, что ось вращения руля (или элерона) смещена назад так, чтобы площадь, расположенная перед осью вращения, составляла 25—28% от площади руля. Компенсация создается частью руля, расположенного впереди оси вращения.

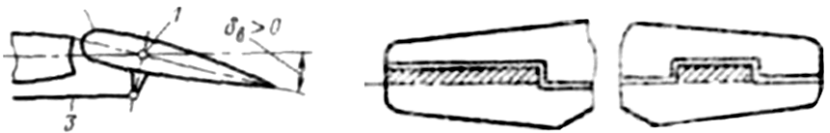


Рис. 7.3. Осевая компенсация

При смещении оси вращения назад от передней кромки часть руля, находящаяся перед осью вращения (компенсатор), создает шарнирный момент обратного знака. Это приведет к уменьшению суммарного шарнирного момента (рис. 7.3,а). Если ось вращения совместить с центром давления руля, то шарнирный момент станет равным нулю – руль будет полностью скомпенсирован. При дальнейшем смещении оси вращения руля назад появится шарнирный момент обратного знака. Это неблагоприятное явление называется перекомпенсацией руля. В практике самолетостроения перекомпенсация не допускается, т.к. приводит к появлению обратных усилий на рычагах управления.

Осевая компенсация широко распространена из-за простоты конструктивного выполнения и хороших аэродинамических характеристик.



Рис. 7.3. Роговая компенсация

*Роговая компенсация* состоит в том, что перед осью вращения создают дополнительную площадь – рог, аэродинамическая нагрузка которого дает компенсирующий момент.

Аэродинамическая сила, возникающая на роговом компенсаторе, создает шарнирный момент, противоположный по знаку шарнирному моменту от основного руля, и тем самым уменьшает результирующий шарнирный момент.

На современных самолетах роговая компенсация применяется сравнительно редко, т.к. создает неравномерный эффект компенсации вдоль размаха руля и при больших углах отклонения руля приводит к отрыву потока от его поверхности, вызывающему тряску.

*Внутренняя компенсация*, широко применяемая на элеронах, осуществляется при помощи мягкой герметической перегородки (диафрагмы). Шарнирный момент уменьшается благодаря моменту сил, действующих на компенсатор, расположенный в полости с узкими щелями внутри оперения (крыла).

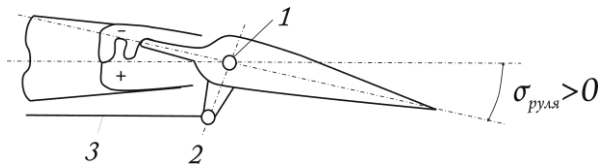


Рис. 7.4. Внутренняя компенсация

Верхняя часть полости герметически отделена от нижней гибкой диафрагмой. Компенсатор воздушным потоком не обтекается, а находится под воздействием разности давлений, возникающих в полости при отклонении руля (элерона). Преимущество внутренней компенсации заключается в том, что компенсатор не вносит никаких возмущений в поток, что особенно важно при больших числах  $M$ .

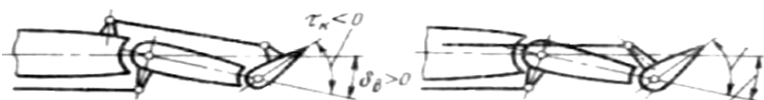
Недостатком такой компенсации является ограничение диапазона отклонения органов управления, в особенности, при тонком профиле оперения (крыла).

*Сервокомпенсатор* – это дополнительный руль, кинематически связанный с основным рулем и неподвижной частью оперения. При отклонении руля в одну сторону сервокомпенсатор отклоняется в противоположную, вследствие чего на сервокомпенсатор действуют аэродинамические силы, уменьшающие шарнирный момент руля.

Аэродинамическая компенсация, если она правильно подобрана, уменьшает шарнирный момент, но не сводит его к нулю.

При продолжительном полете на каком-либо режиме целесообразно шарнирный момент свести к нулю. Для этой цели применяются триммеры.

*Триммер* – вспомогательная рулевая поверхность, которая устанавливается в задней части руля или элерона, не связанная кинематически с отклонением руля. Летчик управляет триммером непосредственно из кабины. Основное назначение триммера – балансировка самолета.



Для по- Рис. 7.5. Сервокомпенсатор Рис. 7.6. Триммер  
лучения

нулевого шарнирного момента триммер отклоняется на соответствующий угол, противоположный по знаку углу отклонения основного руля.

Уменьшить шарнирный момент руля высоты можно также отклонением (перестановкой) подвижного (переставного) стабилизатора.

*Переставной стабилизатор*, устанавливаемый в полете на некоторый угол атаки, позволяет при длительных полетах на определенном режиме уменьшить необходимые углы отклонения рулей высоты. Это в значительной мере снижает усилия, прикладываемые летчиком к ручке управления.

При больших скоростях полета величину шарнирного момента значительное влияние оказывает сжимаемость воздуха.

При переходе от дозвуковых скоростей к сверхзвуковым происходит существенное увеличение как шарнирных моментов, так и усилий на рычагах управления. Управление самолетом без соответствующих устройств в системе управления становится невозможным.

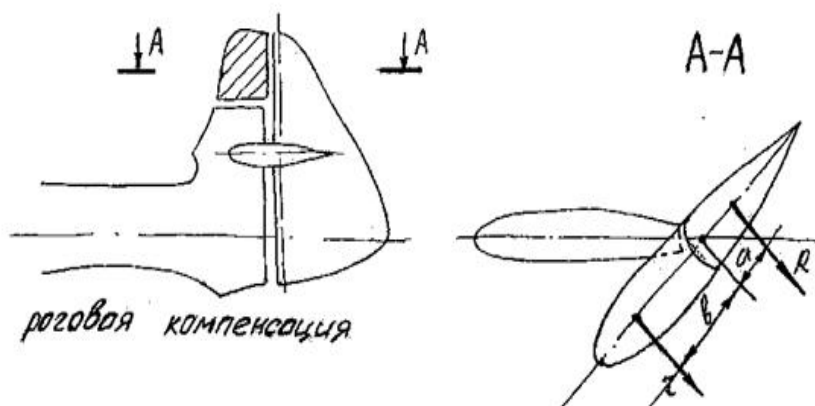
Устройства, воспринимающие резко возросшие усилия на рычагах управления, называются *гидроусилителями* или *бустерами*. При наличии гидроусилителя – вспомогательного механизма, управляющего рулями, летчик управляет уже только этим механизмом, что гораздо легче. Чем управлять рулями.

На больших самолетах гидроусилители являются в настоящее время единственным средством, обеспечивающим приемлемые усилия на рычагах управления.

а)



б)



в)

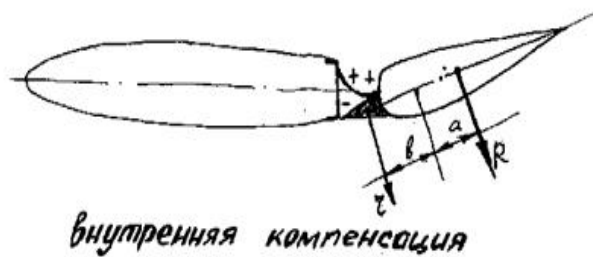


Рис. 7.7. Виды аэродинамической компенсации



Вопросы для повторения

1. Что называется статической управляемостью?
2. Что называется динамической управляемостью?
3. При большой или малой степени управляемости самолета “строг” в управляемости?
4. Что понимается под степенью управляемости?
5. Что обеспечивает продольная управляемость самолета?
6. Что называется продольной управляемостью?
7. Почему при отклонении элеронов происходит разворот самолета в сторону крена?
8. Что необходимо чтобы при развороте самолета не возникал крен?
9. Когда и зачем применяется дифференциальное отклонение элеронов?
10. Что понимается под дифференциальным отклонением элеронов?
11. Перечислите особенности управляемости скоростных самолетов.
12. Что называется равенством элеронов?
13. Для чего применяется аэродинамическая компенсация рулей и элеронов?
14. Что называется управляемостью самолета?
15. Как количественно можно охарактеризовать управляемость?

## **РАЗДЕЛ 4. ОСНОВЫ ГИДРОАВИАЦИИ**

### **Глава 8. Основные понятия гидроавиации**

#### **Общие понятия гидромеханики гидросамолетов**

Гидромеханика — раздел гидромеханики, изучающий взаимодействие воды и летательных аппаратов при их движении по воде или нахождению на плаву.

Гидростатика — раздел гидромеханики, изучающей равновесие морских летательных аппаратов и воздействие на них воды.

Гидродинамика — раздел гидромеханики, изучающей воздействие воды на морские летательные аппараты при их движении по воде.

Плавание — движение морских летательных аппаратов по воде на малых скоростях (вес морского летательного аппарата уравновешивается гидростатической силой поддержания).

Плавуемость — способность морских летательных аппаратов плавать при заданном весе, сохраняя определенную ватерлинию лодки.

Остойчивость — способность плавающего морского летательного аппарата при отклонении в заданных пределах от исходного положения равновесия возвращаться к нему.

Непотопляемость — способность морских летательных аппаратов при затоплении заданных отсеков лодки сохранять плавуемость и остойчивость.

Глиссирование — движение морских летательных аппаратов по поверхности воды, при котором нагрузка на воду уравнивается почти полностью гидродинамической подъемной силой.

Устойчивость глиссирования — способность морских летательных аппаратов возвращаться к исходному установившемуся глиссированию после прекращения действия возмущающих сил.

Мореходность — способность пилотируемого морского летательного аппарата при заданном морском волнении и ветре к безопасным нахождению на плаву, маневрированию на воде, взлету с воды и посадке на воду.

### ***Основные элементы конструкции гидросамолета***

*Лодка* — одна из основных частей конструкции морских летательных аппаратов, предназначенная для обеспечения его плавучести, остойчивости, устойчивости движения по воде и мореходности.

*Подкрыльный поплавок* — поплавок морского летательного аппарата, расположенный под его крылом и предназначенный для обеспечения его боковой остойчивости.

*Палуба лодки* — верхняя поверхность лодки морского летательного аппарата.

*Борт лодки* — боковая поверхность лодки морского летательного аппарата.

*Днище лодки*— нижняя поверхность лодки морского летательного аппарата, являющаяся основной опорной поверхностью при движении морского летательного аппарата по воде.

*Редан лодки*— уступ на днище лодки, предназначенный для отрыва потока воды от днища и уменьшения смоченной поверхности при глиссировании морского летательного аппарата.

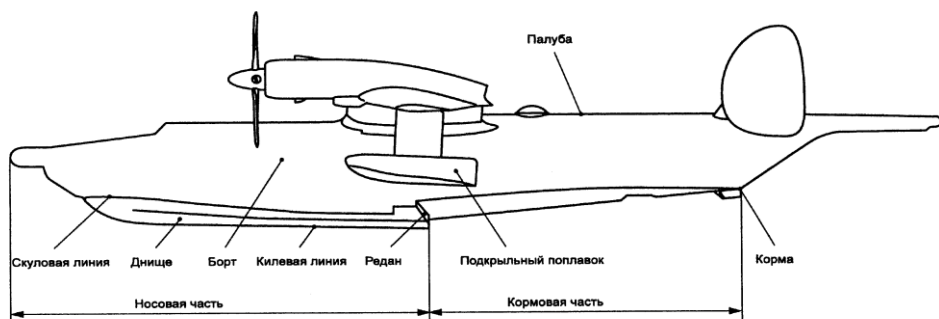


Рис. 8.1. Основные элементы конструкции гидросамолета

*Носовая часть лодки*— часть лодки, расположенная впереди редана.

*Кормовая часть лодки*— часть лодки между реданом и кормой.

## **Форма очертаний корпуса лодок и поплавков**

Диаметральная плоскость лодки (ДП) — вертикальная продольная плоскость симметрии лодки.

Основная плоскость лодки (ОП) — горизонтальная плоскость, проходящая через нижнюю точку поверхности лодки перпендикулярно к диаметральной плоскости.

Нижняя строительная горизонталь лодки (НСГ) — линия пересечения основной и диаметральной плоскостей лодки.

Плоскость дистанции «ноль» лодки (ПДО) — плоскость, проходящая через крайнюю носовую точку морского летательного аппарата перпендикулярно нижней строительной горизонтали.

Килевая линия лодки — линия пересечения днища лодки с диаметральной плоскостью.

Скуловая линия лодки — линия пересечения днища и борта лодки. Полная длина лодки ( $L$ ) — расстояние между носовым и кормовым перпендикулярами.

Длина носовой части лодки ( $L_n$ ) — расстояние по НСГ между реданом и ОДО.

Длина кормовой части лодки ( $L_k$ ) — расстояние по НСГ между реданом и кормой.

Гидродинамическая длина лодки ( $L_{\Gamma}$ ) — расстояние по НСГ между носовой точкой пересечения килевой и скуловой линий и кормой.

Ширина лодки МЛА ( $B$ ) — расстояние между скуловыми линиями лодки морского летательного аппарата в поперечном сечении по редану.

Высота лодки ( $H$ ) — расстояние от НСГ до палубы.

Высота редана ( $h_p$ ) — высота редана лодки по перпендикуляру к ОП, лежащему в диаметральной плоскости.

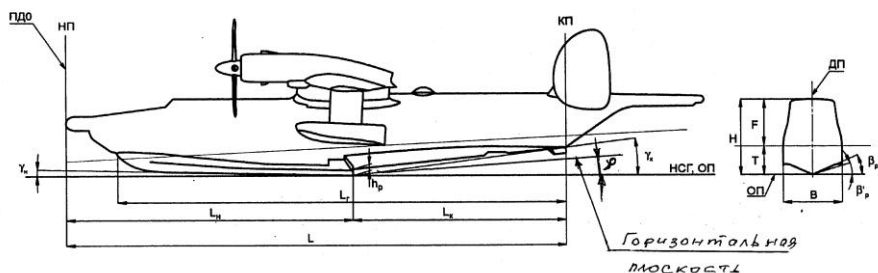


Рис. 8.2. Геометрические параметры лодки

Удлинение лодки ( $\lambda_{\text{лод}}$ ) — отношение полной длины лодки к ее ширине  $\lambda_{\text{лод}} = \frac{L}{B}$

Гидродинамическое удлинение ( $\lambda_{\Gamma}$ ) — отношение гидродинамической длины лодки к ее ширине  $\lambda_{\Gamma} = \frac{L_{\Gamma}}{B}$

Внутренний угол поперечной килеватости днища лодки у редана ( $\beta_p$ ) — угол между прямолинейным

участком поперечного сечения днища лодки у редана и перпендикуляром к ДП.

Внешний угол поперечной килеватости днища лодки у редана ( $\beta'_p$ ) — угол между касательной к поперечному сечению днища лодки у килевой части редана, проходящей через точку скуловой линии и перпендикуляром к ДО.

Угол продольной килеватости носовой части лодки ( $\gamma_n$ ) — угол между НСГ и касательной к килевой линии у редана.

Угол продольной килеватости межреданной части лодки ( $\gamma_m$ ) — угол между НСГ и линией, соединяющей килевые точки редана и кормы.

Угол продольной килеватости лодки:  $\gamma_e = \gamma_i + \gamma_e$

*Установочные геометрические  
элементы подкрыльного поплавка*

Разнос подкрыльных поплавков ( $2bn$ ) — расстояние между диаметрными плоскостями подкрыльных поплавков морского летательного аппарата.

Вынос подкрыльного поплавка ( $ln$ ) — расстояние по НСГ лодки от ЦТ морского летательного аппарата до кормы подкрыльного поплавка.

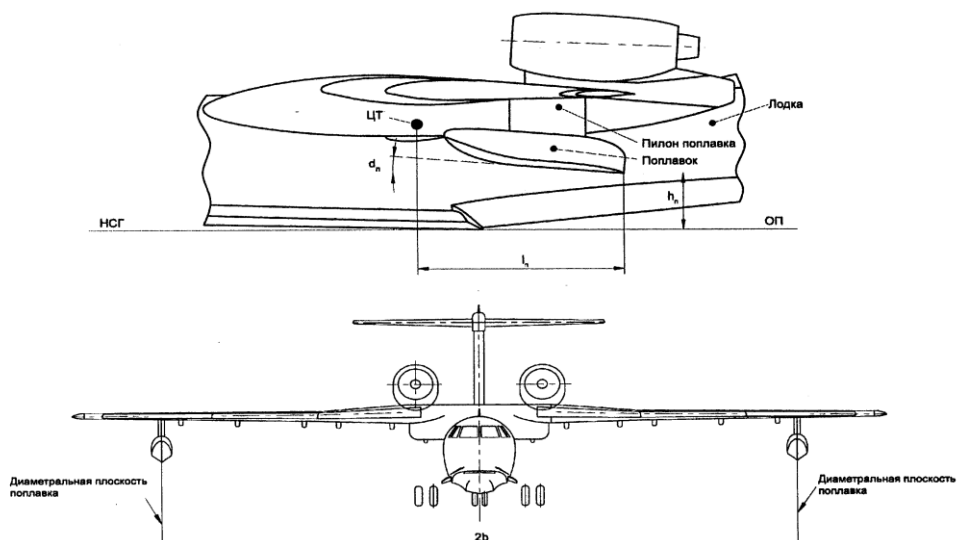


Рис. 8.3. Установочные геометрические размеры подкрыльного поплавка

Высота установки подкрыльного поплавка ( $h_n$ ) — расстояние от ОП лодки до килевой точки редана подкрыльного поплавка.

Установочный угол подкрыльного поплавка ( $\alpha_n$ ) — угол между касательной к килевой линии подкрыльного поплавка у его редана и ОП лодки.

## Классификация гидросамолетов

Работы по созданию самолетов, приспособленных для взлета с водной поверхности и посадки на нее, начались практически одновременно с работами по созданию самолетов, базирующихся на земле.



28 марта 1910 года первый полет на гидросамолете (от греч. *hydor*— вода) и самолет собственной конструкции совершил француз А. Фабр.

Исторически сложилось так, что у истоков отечественного воздухоплавания и авиации стояли офицеры военно-морского флота России. Первыми в мире они разработали тактику морской авиации, осуществили с воздуха бомбардировку вражеского корабля, создали проект авианосца, первыми пролетели в небе Арктики.

Географические и стратегические особенности театров военных действий того времени, протяженные морские границы на Балтийском и Черном морях, отсутствие специально оборудованных аэродромов для эксплуатации сухопутных самолетов и, в то же время, обилие крупных рек, озер, свободных морских пространств обусловили потребность создания морского самолетостроения в нашей стране.

Развитие гидроавиации началось с постановки сухопутного самолета на поплавки. Первые поплавковые гидросамолеты (рис. 8.4) имели два основных

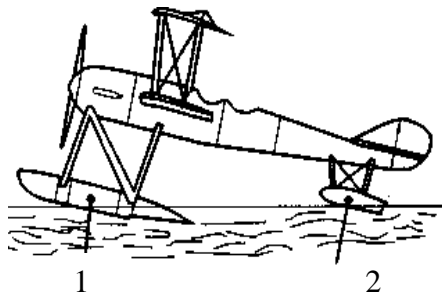


Рис. 8.4. Схема трехпоплавкового гидросамолета

поплавка 1 и дополнительный 2 (вспомогательный) поплавок в хвостовой или носовой части.

Поплавковые схемы применяются в настоящее время для легких самолетов, хотя уже в 1914 году совершил первый полет четырехмоторный

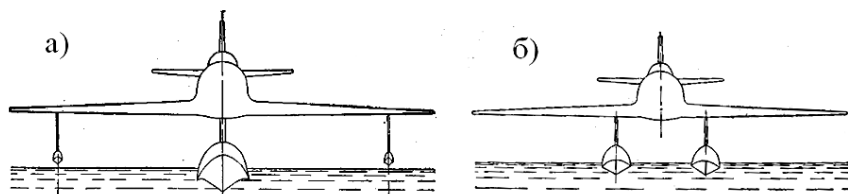
тяжелый самолет «Илья Муромец», поставленный на поплавки потрехпоплавковой схеме с хвостовым поплавком.

По характеру посадочно-взлетного устройства гидросамолеты можно разделить на три основные группы: 1) поплавковые, 2) лодочные, 3) амфибии.

Первые две группы имеют возможность производить посадку и отрыв исключительно с поверхности воды, аппараты третьего типа (амфибии) пользуются как сухопутными, так и морскими аэродромами.

*Поплавковые самолеты.*

По внешнему виду поплавковый самолет является нормальным типом сухопутного самолета с тем лишь различием, что место колес занимают поплавки.



*Рис. 8.5. Схемы поплавковых гидросамолетов:  
а) однопоплавковый; б) двухпоплавковый*

В однопоплавковом гидросамолете (рис. 8.5,а) практически всю гидростатическую или гидродинамическую нагрузку воспринимает поплавок. Поперечная остойчивость создается вспомогательными поплавками малого объема, расположенными на концах крыла.

*Однопоплавковые самолеты* легки, малогабаритны и применялись для катапультного взлета с палубы корабля. Они производили посадку только на воду

и поднимались на борт корабля специальными грузовыми стрелами.

В *двухпоплавковых самолетах* (рис. 8.5,б) оба поплавка воспринимают всю нагрузку и обеспечивают продольную и поперечную остойчивость. В свое время они были распространены, но в наши дни встречаются редко, так как имеют большое аэродинамическое сопротивление.

*Трехпоплавковые самолеты* (рис. 8.4) имеют в настоящее время лишь исторический интерес.

*Лодочные гидросамолеты.* Рост размеров и масс гидросамолетов и, как следствие, рост размеров поплавков позволил размещать в них экипаж и оборудование, что привело к созданию гидросамолетов типа «летающая лодка» однолодочной схемы и двухлодочной схемы — катамаран (от тамильского каттумарам, буквально — связанные бревна).

Летающая лодка вследствие своих высоких мореходных свойств и достаточно хорошей аэродинамики является основным типом гидросамолета в современной авиации. Однолодочные гидросамолеты бывают трех разновидностей:

- 1) *летающие лодки с опорными поплавками;*
- 2) *лодки с несущими (водоизмещающими) поплавками;*
- 3) *лодки с плавниками.*

Первая разновидность лодок является в настоящее время наиболее распространенной (рис. 8.6). Лодка воспринимает всю гидростатическую и гидродинамическую нагрузку. Опорные поплавки, которые устанавливаются на концах крыла, служат для обес-

печения поперечной остойчивости гидросамолета. В прямом положении лодки опорные поплавки едва касаются воды или имеют небольшой зазор с водной поверхностью. Такой гидросамолет обычно плавает с небольшим креном, опираясь на один из поплавков.

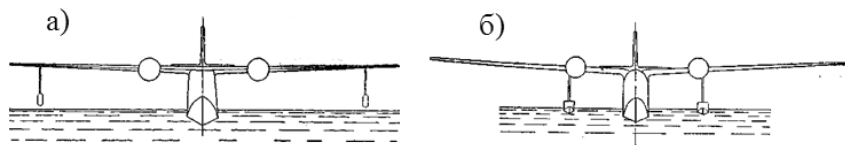


Рис. 8.6. Схемы летающей лодки:  
а) с опорными поплавками; б) с несущими поплавками

В лодках с несущими поплавками (рис. 8.7) вес гидросамолета уравнивается гидростатической подъемной силой так, что 15...20% этой силы приходится на поплавки. Устанавливаются водоизмещающие поплавки обычно под консолями центроплана и имеют больший объем, чем опорные поплавки.

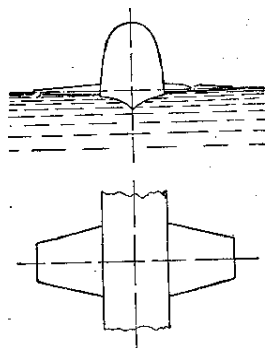


Рис. 8.7. Схема летающей лодки с плавниками

Вследствие больших размеров они не могут убираться в крыло и вызывают заметное дополнительное сопротивление. Поэтому в настоящее время эта схема лодки устарела и практически не применяется.

Особую разновидность лодочных гидросамолетов составляют лодки с так называемыми плавниками. Плавники можно рассматривать как развитые по ширине несущие поплавки, которые крепятся непосред-

ственно к бортам лодки у поверхности воды. Плавники в поперечном сечении имеют форму профиля крыла и в полете создают дополнительную подъемную силу, разгружая крыло. В плане плавники имеют трапезовидную форму с небольшим удлинением.

Несмотря на некоторые аэродинамические преимущества плавников по сравнению с несущими поплавками, эта схема не признана удачной.

Двухлодочные самолеты (рис. 8.8) в отличие от двухпоплавковых не имеют фюзеляжа. Крыло расположено непосредственно на лодках. Лодки служат для размещения экипажа, части вооружения, пассажиров или грузов и специального оборудования. Они устойчивы и в дополнительных поплавках не нуждаются.

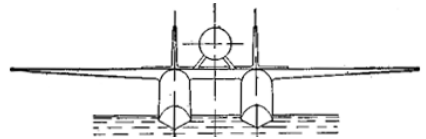


Рис. 8.8. Схема двухлодочного гидросамолета

Применялись эти гидросамолеты обычно в качестве торпедоносцев и бомбардировщиков.

#### Самолеты-амфибии.

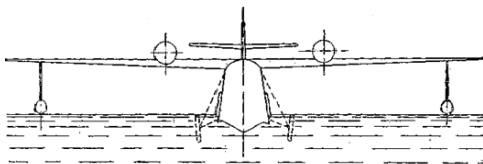


Рис. 8.9. Схема самолета-амфибии

Самолет-амфибия (от греч. *amphibios* — ведущий двойной образ жизни) приспособлен для полета и плавания на воде. Их отличительным признаком является наличие складного шасси с колесами, укрепленного по бортам лодки.

Поперечная устойчивость амфибий обеспечивается опорными поплавками, расположенными на концах крыла.

Поперечная устойчивость амфибий обеспечивается опорными поплавками, расположенными на концах крыла.

Несмотря на свои большие преимущества в смысле возможности базирования на сухопутные и морские аэродромы, всем амфибиям присущ общий недостаток – дополнительное лобовое сопротивление и дополнительный вес конструкции шасси. Но тем не менее, амфибии применяются в настоящее время.

В зависимости от того, каким способом обеспечивается базирование и эксплуатация самолета с поверхности акваторий (от латинского aqua – вода) – гидродромов, можно провести такую классификацию гидросамолетов:



Рис. 8.10. Классификация гидросамолетов по способу обеспечения базирования на воде

Интегральная схема наиболее целесообразна для тяжелых многоцелевых океанских гидросамолетов. Частично погруженное в воду крыло позволяет уменьшить размеры лодки и повысить аэрогидродинамическое совершенство гидросамолета.

Таким образом, технические решения, обеспечивающие базирование и эксплуатацию самолета с водной поверхности, фактически определяют аэродинамическую схему гидросамолета.

## **Глава 9. Мореходность гидросамолета**

Мореходные качества {мореходность} гидросамолета характеризуют возможность его эксплуатации в акваториях с определенными гидрометеорологическими условиями — скоростью и направлением ветра, направлением, скоростью движения, формой, высотой и длиной волн воды.

Мореходность гидросамолета оценивается предельным волнением акватории, при котором возможна безопасная эксплуатация.

Аналогично тому, как для оценки летных характеристик самолета применяется международная стандартная атмосфера (МСА), для характеристики волнения акватории используется определенная шкала (математическая модель), устанавливающая связь между словесной характеристикой волнения, высотой волны и баллом (от 0 до IX) — степенью волнения.

В соответствии с этой шкалой, например, слабое волнение (высота волны до 0,25 м) оценивается баллом I,

значительное волнение (высота волны 0,75-1,25 м) оценивается баллом III, сильное волнение (высота волны 2,0-3,5 м) оценивается баллом V, исключительное волнение (высота волны 11м) оценивается баллом IX.

Мореходные качества (мореходность) гидросамолета включают в себя такие характеристики гидросамолета, как плавучесть, остойчивость, управляемость, непотопляемость и т. п.

Эти качества определяются формой и размерами находящейся под водой водоизмещающей части (лодки или поплавка) гидросамолета, распределением масс гидросамолета по длине и высоте.

В дальнейшем при рассмотрении мореходных характеристик гидросамолета, если их без особой оговорки в равной мере можно отнести к лодке и поплавку, будем использовать термин «лодка». |

Плавучесть — способность гидросамолета плавать в заданном положении относительно водной поверхности.

Гидросамолет, как и любое другое плавающее тело, например, судно, поддерживается на плаву архимедовой силой

$$P = W_{\rho} g = G,$$

где  $W$  — объем воды, вытесняемой лодкой, —  
объемное водоизмещение лодки, м

$\rho_{\text{в}}$  — плотность воды, вытесняемой лодкой, кг/м<sup>3</sup>;

$W_{\rho_{\text{в}}}$  — масса воды, вытесняемой лодкой, — массовое водоизмещение лодки, кг;

$g$  — ускорение свободного падения, м/с<sup>2</sup>.



$G$  — сила тяжести гидросамолета,  $H$ .

Сила тяжести гидросамолета  $G$  приложена в центре масс самолета (ц.м.), сила поддержания (архимедова сила, сила воздействия вытесненной жидкости на лодку гидросамолета)  $P$  приложена в центре масс вытесненного лодкой объема воды, или, по корабельной терминологии (которой широко пользуются проектировщики гидросамолетов), в центре величины (ц.в.).

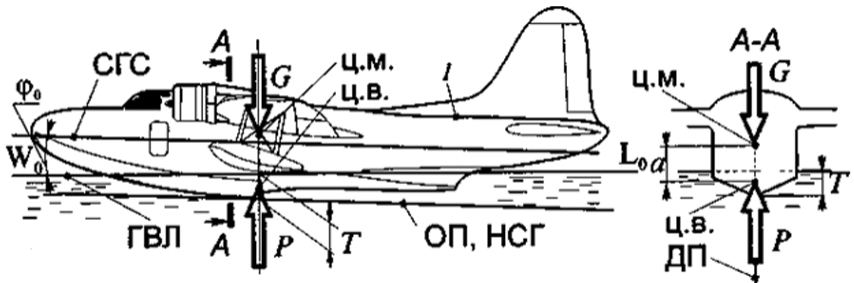


Рис. 9.1.. Гидросамолет на плаву

Очевидно, что для обеспечения равновесия самолета на плаву (рис.9.1) силы  $G$  и  $P$  должны лежать на прямой, соединяющей ц.м. и ц.в., в вертикальной продольной плоскости симметрии гидросамолета — диаметральной плоскости лодки (ДП). Очевидно также, что основная плоскость лодки (ОП) — горизонтальная плоскость, проходящая через нижнюю точку поверхности лодки перпендикулярно к диаметральной

плоскости, и, соответственно, нижняя строительная горизонталь лодки (НСГ), строительная горизонталь самолета (СГС) и палуба  $l$  — верхняя поверхность

лодки в общем случае не параллельны плоскости водной поверхности и линии соприкосновения поверхности воды с корпусом лодки гидросамолета WoLo.

Линия соприкосновения спокойной поверхности воды с корпусом лодки гидросамолета WoLo при полной взлетной массе и выключенных двигателях — грузовая ватерлиния (от голл. water— вода и lijn— линия). Грузовая ватерлиния (ГВЛ) при плавании в пресной воде не совпадает с ГВЛ при плавании в морской воде, поскольку плотность пресной речной или озерной воды  $\rho_{\text{в}}=1000 \text{ кг/м}^3$ , плотность морской воды  $\rho_{\text{в}} = 1025 \text{ кг/м}^3$ .

Соответственно, осадка  $T$  (расстояние от ГВЛ до самой нижней части лодки, характеризующее погружение лодки ниже уровня воды) при одинаковой взлетной массе гидросамолета в пресной воде будет больше, чем в морской.

Значения осадок носом и кормой определяют посадку лодки гидросамолета относительно поверхности воды — дифферент лодки (от лат. differetis— разница) — наклон ее в продольной  $V$  плоскости, который измеряется углом дифферента  $\varphi_0$  или разностью между осадками кормы и носа. Если разность равна нулю, говорят, что лодка «сидит на ровном киле»; если осадка кормы больше осадки носа — лодка «сидит с дифферентом на корму» (как показано на рис 9.1), если меньше — лодка «сидит с дифферентом на нос».

Остойчивость (аналог термина «устойчивость» в морской терминологии) при плавании — способ-

ность гидросамолета, отклоненного внешними возмущающими силами от положения равновесия, возвращаться в исходное положение после прекращения действия возмущающих сил.

Очевидно, что при плавании частично или вполне (полностью) погруженного в воду тела нет никаких других сил для возвращения его в положение равновесия, кроме силы тяжести  $G$  и равной ей силы поддержания  $P$ . Следовательно, только взаимное положение этих сил определит остойчивость или нестойчивость плавающего тела, что иллюстрирует рис.9.2.

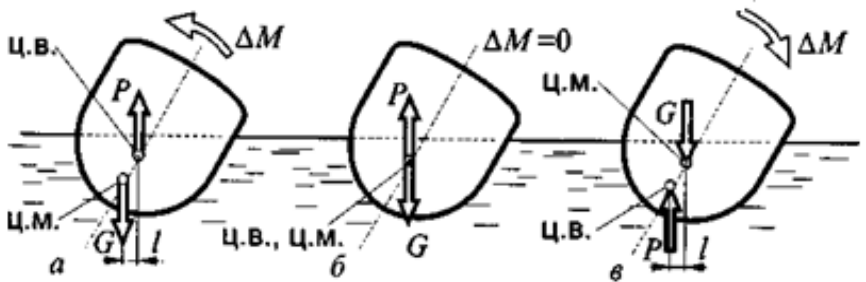


Рис.9.2. Понятие остойчивости плавающего тела

Если центр масс тела расположен ниже центра величины (рис.9.2,а), при отклонении от положения равновесия возникает стабилизирующий момент  $\Delta M = Gl$ , возвращающий тело в исходное положение остойчивого равновесия.

Если положение центра масс тела совпадает с положением центра величины (рис. 9.2,б), тело находится в безразличном равновесии.

Если центр масс тела расположен выше центра величины (рис.9.2,в), при отклонении от положения равновесия возникает дестабилизирующий момент  $M_{DM} = G l$ , и тело не может самостоятельно вернуться в исходное положение неустойчивого равновесия.

Следует отметить, что положение центра величины существенным образом зависит от формы погруженной части тела и угла отклонения его от исходного положения равновесия.

Остойчивость гидросамолета (как и остойчивость судна) принято определять взаимным положением центра масс и метацентра — центра кривизны линии, по которой смещается центр величины водоизмещающего тела при выведении его из равновесия.

Метацентр — от греч. meta— между, после, через — составная часть сложных слов, означающих промежуточность, следование за чем-либо, переход к чему-либо другому, перемену состояния, превращение и лат. — centrumсредоточие, центр.

Различают поперечную и продольную остойчивость гидросамолета (при наклонении самолета соответственно в поперечной и продольной плоскостях).

Поперечная остойчивость. Рассмотрим случай поперечного наклона — отклонение диаметральной плоскости лодки (ДП) от вертикали, например под воздействием порыва ветра.

Гидросамолет (рис.9.3,а) находится на плаву в состоянии равновесия, сила тяжести  $G$  и сила поддержания  $P$  равны, лежат в диаметральной плоскости,

размер  $a$  определяет возвышение центра масс над центром величины.

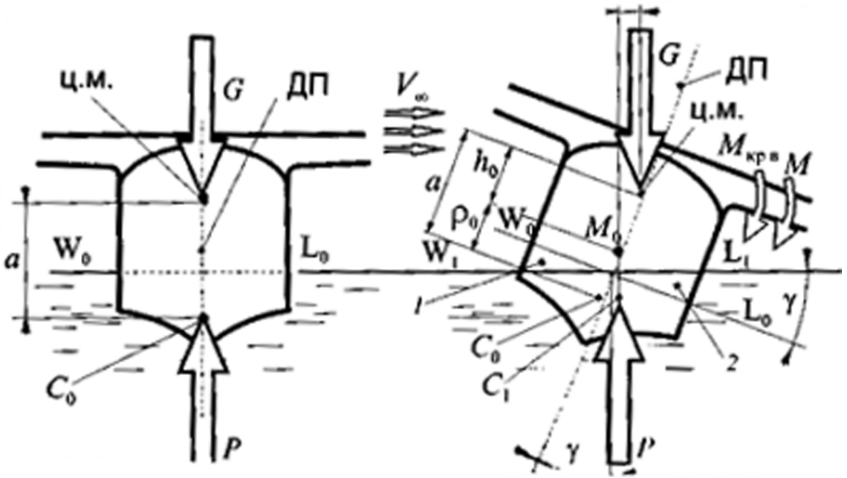


Рис. 9.3. Неустойчивая лодка

От боковой составляющей порыва ветра  $V_B$  (рис.9.3,6) возникнет кренящий момент  $M_{крB}$ , зависящий от скоростного напора, площади и размаха наветренной (обращенной в ту сторону, откуда дует ветер) консоли крыла, площади боковой проекции гидросамолета. Под действием этого момента самолет наклонится на некоторый малый (будем считать — бесконечно малый) угол  $\gamma$  и новое положение лодки определит новую грузовую ватерлинию  $W_1L_1$ , плоскость которой наклонена на угол  $\gamma$  от исходной ватерлинии  $W_0L_0$ .

Форма подводной (водоизмещающей) части лодки изменится: объем, ограниченный в каждом попереч-

ном сечении лодки фигурой 1, выйдет из-под воды, а равный ему объем, ограниченный в каждом поперечном сечении лодки фигурой 2, уйдет под воду. Таким образом, величина поддерживающей силы не изменится ( $P = W_{\rho v g} = G$ ), однако центр величины сместится из исходного положения  $C_0$  в точку  $C_1$ . Точка  $M_0$  пересечения двух смежных линий действия архимедовых сил при бесконечно малом угле  $u$  между ними и является начальным метацентром.

Метацентрический радиус  $r_0$  определяет начальную кривизну линии смещения центра величины лодки при крене.

Мерой поперечной остойчивости гидросамолета является значение метацентрической высоты

$$h_0 = r_0 - a,$$

- если  $h_0 > 0$  — лодка остойчива;
- если  $h_0 = 0$  — равновесие безразличное;
- если  $h_0 < 0$  — лодка нестойчива.
- 

В рассмотренном примере  $h_0 < 0$ .

Нетрудно видеть, что перпендикулярные к поверхности воды и равные силы  $P$  и  $G$  будут составлять пару с плечом  $l$ , причем момент этой пары  $M_{крG} = Gl$  совпадает по направлению с возмущающим моментом  $M_{кр}$  и увеличивает угол крена.

Таким образом, гидросамолет, показанный на рис. 9.3,6, при действии внешних возмущений не возвращается к исходному положению, т. е. не обладает поперечной остойчивостью.

Очевидно, что для обеспечения поперечной устойчивости центр масс должен находиться ниже самого низкого положения метацентра.

Большинство современных гидросамолетов выполнено по классической аэродинамической схеме с фюзеляжем — лодкой, которой придаются соответствующие формы для выполнения взлета с воды и посадки на воду, высокорасположенным крылом с установленными на нем или на лодке двигателями для максимального удаления их от водной поверхности с целью исключить при движении по воде заливание крыла водой и попадание ее в двигатели и на винты самолетов с винтомоторной силовой установкой, поэтому в большинстве случаев центр масс самолета выше метацентра (как на рис. 9.3,6) и однолодочный гидросамолет в поперечном отношении неустойчив.

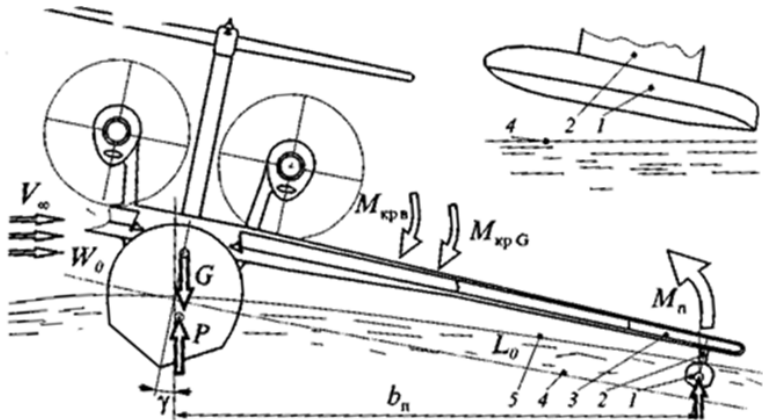


Рис. 9.4. Подкрыльный поплавок

Проблемы поперечной остойчивости гидросамолета однопоплавковой или однолодочной схемы могут быть решены применением подкрыльных поплавков (рис. 9.4).

Подкрыльный поплавок 1 устанавливают на пилоне 2 по возможности ближе к концу крыла 3. Опорные (поддерживающие) подкрыльные поплавки не касаются воды при движении гидросамолета на ровной воде 4 и обеспечивают остойчивое положение гидросамолета с углами крена  $2-3^\circ$  при стоянке, несущие подкрыльные поплавки частично погружены в воду и обеспечивают стоянку без крена.

Водоизмещение поплавка выбирается таким образом, чтобы под воздействием ветра с определенной скоростью  $V_v$  гидросамолет, находящийся на скате волны 5, соответствующей предельному волнению акватории, заданному в ТЗ на проектирование, накренился на определенный угол  $\gamma$ .

В этом случае восстанавливающий момент поплавка, определяемый поддерживающей силой поплавка  $P_{\text{п}}$  и расстоянием  $b_{\text{п}}$  от диаметральной плоскости поплавка до диаметральной плоскости лодки,

$M_{\text{п}} = P_{\text{п}} b_{\text{п}}$  должен парировать (уравновесить) кренящие моменты  $M_{\text{крВ}}$  от ветра и  $M_{\text{крГ}}$  от нестойчивой лодки  $W_1 L_1$ .

Продольная остойчивость определяется такими же условиями, как и поперечная. Если под действием какого-либо внешнего возмущения гидросамолет (рис. 9.5) получит продольное наклонение от исходно-



го положения, определяемого ватерлинией  $W_0L_0$ , например увеличение на угол  $\Delta \varphi$  дифферента на нос, это определит новую грузовую ватерлинию. Объем лодки 1 выйдет из-под воды, а равный ему объем 2 уйдет под воду, при этом значение поддерживающей силы не изменится ( $P = W \rho_a g = G$ ), однако центр

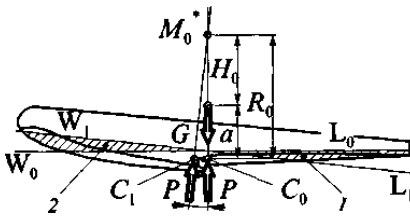


Рис. 9.5. К объяснению продольной остойчивости

величины сместится из исходного положения  $C_0$  в точку  $C_1$ . Точка  $M_0$

пересечения двух смежных линий действия поддерживающих сил при бес-

конечно малом угле между ними определит положение начального продольного метacentра.

Мера продольной остойчивости гидросамолета – продольная метacentрическая высота  $H_0 = R_0 - a$ .

Обеспечить продольную остойчивость гидросамолета проще, чем поперечную, в том смысле, что сильно развитая в длину лодка почти всегда обладает естественной продольной остойчивостью ( $H_0 > 0$ ).

Отметим, что пикирующий момент от силы тяги двигателя, линия действия которой обычно проходит выше центра масс самолета, заглубляет носовую часть лодки, уменьшает угол начального дифферента, т. е. заставляет лодку принять некоторый дифферент на нос, что определит новую грузовую ватерлинию, которая называется «упорной».

Гидростатические силы (силы поддержания), обеспечивающие плавучесть и остойчивость лодки в со-

стоянии покоя, естественно, в большей или меньшей мере проявляются и в процессе движения по воде.

Весьма важной характеристикой гидросамолета, определяющей его мореходность, является способность преодолевать сопротивление воды и развивать необходимую скорость движения по воде при минимальных затратах мощности.

Гидродинамическая сила сопротивления воды движению лодки в режиме плавания определяется трением воды в пограничном слое (сопротивление трения) и распределением гидродинамического давления потока воды на лодку (сопротивление формы, связанное с образованием вихревых течений — его иногда называют водоворотным сопротивлением) и зависит от скорости движения (скоростного напора  $\frac{\rho \cdot V^2}{2}$ ), формы и состояния поверхности лодки.

Здесь уместно напомнить, что плотность воды  $\rho_a$  больше плотности воздуха на уровне моря примерно в 800 раз!

К этому сопротивлению добавляется волновое сопротивление, которое, в отличие от волнового сопротивления, связанного с необратимыми потерями энергии в скачке уплотнения при полете с сверхзвуковыми скоростями, возникает при движении тела вблизи свободной поверхности жидкости (поверхности раздела воды и воздуха).

Волновое сопротивление — часть гидродинамического сопротивления, характеризующая затрату энергии на образование волн.

Волновое сопротивление в воде (тяжелой жидкости) возникает при движении погруженного или полупогруженного тела (поплавка, лодки) вблизи свободной поверхности жидкости (т. е. границы воды и воздуха). Движущееся тело оказывает добавочное давление на свободную поверхность жидкости, которая под влиянием собственной силы тяжести будет стремиться вернуться к исходному положению и придет в колебательное (волновое) движение. Носовая и кормовая части лодки образуют взаимодействующие между собой системы волн, оказывающие существенное влияние на сопротивление.

В режиме плавания равнодействующая сил гидродинамического сопротивления практически горизонтальна.

Форма водоизмещающей части гидросамолета (как и форма судна) должна обеспечить способность движения по воде с минимальным сопротивлением и, как следствие, с минимальными затратами мощности (ходкость судна, по морской терминологии).

При проектировании гидросамолетов (как и судов) для выбора форм и оценки гидродинамических характеристик используются результаты испытаний путем буксировки («протаски») динамически подобных моделей в опытовых бассейнах {гидроканалах) или в открытых акваториях.

Однако, в отличие от судна, комплекс характеристик мореходности гидросамолета значительно шире, основной из них является способность производить безопасные взлеты и посадки на взволнованной по-

верхности с определенной высотой волны, при этом скорости хода по воде гидросамолетов во много раз превышают скорости морских судов.

Благодаря особой форме днища лодки гидросамолета возникают гидродинамические силы, поднимающие носовую часть и вызывающие общее значительное всплытие лодки.

Следовательно, движение гидросамолета, в отличие от судна, происходит при переменном водоизмещении и угле дифферента лодки (фактически угле набегания водяного потока на днище, аналогичном углу атаки крыла). На скоростях движения по воде, близких к скорости отрыва при взлете, водоизмещение практически равно нулю — гидросамолет идет в режиме глиссирования (от франц. *glisser* — скользить) — скольжения по поверхности воды. Характерная особенность режима глиссирования заключается

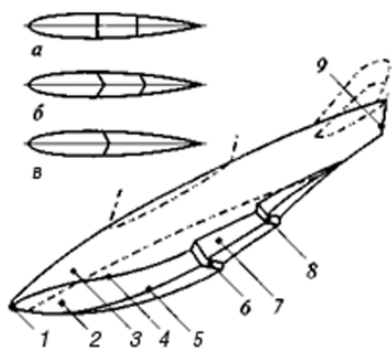


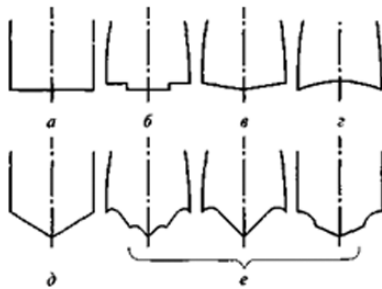
Рис. 9.6. Лодка гидросамолета:

- 1 — нос лодки, 2 — днище,
- 3 — борт, 4 — скула, 5 — киль,
- 6 — первый рядан,
- 7 — межряданная часть,
- 8 — второй рядан, 9 — крыло

в том, что равнодействующая сил гидродинамического сопротивления воды имеет настолько большую вертикальную составляющую (гидродинамическую силу поддержания), что лодка большей частью своего водоизмещающего объема выходит из воды и скользит по ее поверхности. Поэтому обводы (очертания на-

ружной поверхности) лодки гидросамолета (рис. 9.6) существенно отличаются от обводов судна.

Основное отличие состоит в том, что днище (нижняя поверхность лодки, которая, является основной опорной поверхностью при движении гидросамолета по воде) имеет один или несколько реданов (франц. redan— уступ), первый из которых, как правило, располагается вблизи центра масс гидросамолета, а второй в кормовой части. Прямые в плане реданы (рис.9.6,а) создают в полете значительно большее сопротивление, чем заостренные (стреловидные, оживальные) реданы (рис. 9.6,б), гидродинамическое сопротивление и брызгообразование которых существенно меньше. Со временем ширина *второго редана* постепенно уменьшалась, меж-реданная часть днища стала сходиться в одной точке (рис. 9.6,в) на корме лодки.



В процессе развития гидроавиации изменялась и форма поперечного сечения лодки (рис. 9.7).

Лодки с плоским днищем (рис 9.7,а) и с продольными реданами (рис.9. 7,б), слабокилеватые

тые

Рис 9.7. Формы поперечного сечения

(т. е. с небольшимнаклоном участков днища от центральной килевой линии к бортам — рис. 9.7,е)

нии к бортам

и с вогнутым днищем (рис.9. 7,г) постепенно уступали место килеватым лодкам с плоскокилеватым днищем (рис. 9.7,д) или с более сложным (в частности, криволинейным) профилем килеватости (рис. 9.7,е).

Здесь следует отметить, что гидросамолеты не имеют амортизаторов, способных поглощать и рассеивать энергию ударов при посадке на воду. Поскольку вода — практически несжимаемая жидкость, то сила удара о воду соизмерима с силой удара о землю. Основное назначение килеватости — заменить собой амортизатор и при постепенном погружении в воду клиновой (килеватой) поверхности при посадке смягчить посадочный удар, а также удары воды о днище лодки при движении на взволнованной поверхности воды.

Характерные обводы лодки современного гидросамолета представлены на рис. 9.8. Лодка имеет поперечную и продольную килеватость днища.

Поперечная килеватость лодки (или угол, образуемый килем и скулами) выбирается, исходя из условий обеспечения приемлемых перегрузок на взлетно-посадочных режимах и обеспечения динамической путевой остойчивости. Угол поперечной килеватости носовой части лодки, начиная от первого редана  $\beta_{рн}$ , плавно увеличивается к носу лодки (на виде спереди А-А - наложенные сечения по носовой части лодки) таким образом, что формируется волнорез в носовой части лодки, «разваливающий» встречную волну и уменьшающий волно-и брызгообразование.

Скула (линия пересечения днища и борта лодки) препятствует прилипанию воды к бортам. Для создания приемлемого волно- и брызгообразования применяют выгиб носовых скул, т. е. профилировку днища носовой части лодки по сложным криволинейным поверхностям

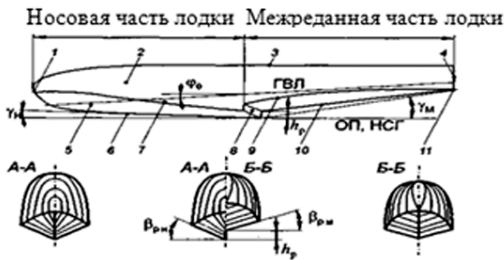


Рис. 9.8. Характерные обводы лодки гидросамолета: 1 — нос лодки; 2 — борт; 3 — палуба; 4 — корма; 5 — днище носовой части; 6 — киль; 7 — скула носовой части; 8 — первый редан; 9 — скула зареданной части; 10 — межреданная часть днища; 11 — второй редан

Днище межреданной части лодки (на виде сзади Б-Б — наложенные сечения по кормовой части лодки) обычно плоскокилеватое — значение угла  $\beta_{рм}$  постоянно. Углы поперечной килеватости на редане обычно порядка  $15-30^\circ$ .

Продольная килеватость лодки определяется углом продольной килеватости носовой части  $\gamma_n$  и углом продольной килеватости межреданной части  $\gamma_m$ .

Длина, форма и продольная килеватость носовой части ( $\gamma_n = 0...+3^\circ$ ), влияющие на продольную остойчивость и угол начального дифферента, выбираются такими, чтобы исключить зарывание носом и заливание палубы водой при высоких скоростях хода.

Продольная килеватость межреданной части ( $\gamma_m = 6...9^\circ$ ) выбирается так, чтобы обеспечить устойчивое глиссирование, посадку на сушу при максимально допустимом угле атаки и сход на воду (для самолета-

амфибии) по существующим слипам (англ. slip, букв. — скольжение) — уходящим в воду наклонным береговым площадкам для схода амфибии на воду и выхода на берег.

При достаточной продольной килеватости межреданной части отрыв при взлете с воды может происходить «с подрывом» (увеличением угла атаки) на максимально допустимом коэффициенте подъемной силы  $C_{y_{amax}}$ .

Отрыв с воды при взлете осложнен тем, что, кроме сил сопротивления воды движению лодки, рассмотренных выше, между днищем лодки и водой действуют силы сцепления (подсасывания), особенно в задней части лодки.

Назначение редана — уничтожить подсасывающее действие воды (подсос) при разбеге, уменьшить этим сопротивление воды, дать возможность лодке «отлипнуть» от воды.

Редан, нарушая плавность обводов лодки, естественно, способствует вихреобразованию, при увеличении скорости хода по воде интенсивность вихреобразования возрастает, начинается срыв водяных струй с редана и, как следствие, кавитация (от лат. *cavitas* — пустота) — нарушение сплошности внутри жидкости с образованием полостей, заполненных воздухом (кавитационных пузырьков). Эта воздушная прослойка способствует отрыву воды от зареданного участка днища, что приводит к общему значительному всплыванию лодки — начинается режим глиссирования (гидропланирования), или режим бега на редане, наиболее



выгодный по величине гидродинамического сопротивления.

Перед выходом на режим глиссирования за счет взаимодействия носовой и кормовой волн, создаваемых

лодкой на поверхности воды, происходит увеличение дифферента на корму, изменяется картина обтекания, днище начинает испытывать большие нормальные давления, увеличивается и отклоняется от начального горизонтального положения равнодействующая сил гидродинамического сопротивления — появляется вертикальная составляющая (гидродинамическая сила поддержания), которая выталкивает лодку из воды, что уменьшает смоченную поверхность днища и бортов.

Таким образом, гидросамолет при взлете должен выходить на редан, сохранять достаточную продольную устойчивость при глиссировании и легко отрываться от воды.

В режиме глиссирования (рис. 9.9) гидросамолет движется на относительно малой контактной (смоченной) поверхности  $l$  с водой на треугольнике в районе первого редана, резко уменьшается горизонтальная составляющая  $X_{гид}$  равнодействующей сил гидродинамического сопротивления  $R_{гид}$  и возрастает скорость хода.

Второй редан (корма лодки) улучшает продольную устойчивость при беге на первом редане.

Сила тяжести самолета  $G$  уравновешивается частично гидродинамической силой поддержания  $P_{гид}$ . кон-

тактной поверхности днища, а частично подъемной силой самолета  $Y_{асам} = Y_{акр} - Y_{аг.о.}$

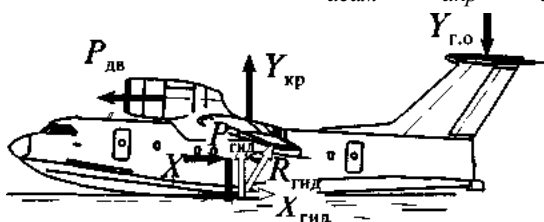


Рис. 9.9. Гидросамолет в режиме глиссирования

Сила тяги двигателей  $P_{дв}$  больше суммы сил аэродинамического  $X_{аи}$  гидродинамического  $X_{агид}$  сопротивления — гидросамолет в режиме глисси-

рования движется с ускорением, увеличивая скорость движения до скорости отрыва.

Характер изменения основных параметров движения гидросамолета при взлете в зависимости от относительной скорости разбега  $V = V \div V_{отр}$  (здесь  $V_{отр}$  — скорость отрыва гидросамолета от воды) проиллюстрирован рис. 9.10.

В режиме плавания при скоростях  $V = (0-0,25) V_{отр}$  сила тяжести гидросамолета практически полностью уравновешивается силой гидростатического поддержания, значение аэродинамической подъемной силы в общем балансе сил невелико.

Сила гидродинамического сопротивления определяется в основном сопротивлением поверхностного трения  $X_{аТ}$  и волнообразования  $X_{ав}$  (за счет резких уступов на водоизмещающей части лодки — скул и редана). Примерно в середине режима начинает увеличиваться угол дифферента  $\phi$ , появляется срыв струй воды с редана, возникает весьма незначительная

гидродинамическая сила поддержания и соответствующая ей сила сопротивления глиссирования  $X_{\text{агл}}$ .

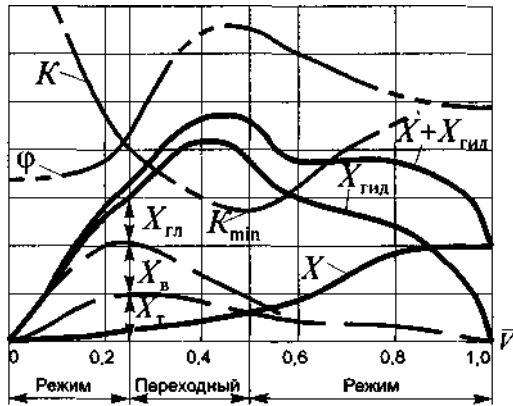


Рис. 9.10. Зависимость параметров движения гидросамолета при взлете от относительной скорости разбега

На переходном режиме при скоростях  $V = (0 \dots 0,25) V_{\text{отр}}$  интенсивно растет угол дифферента, сила гидростатического поддержания и соответствующая ей сила сопротивления глиссирования  $X_{\text{агл}}$ . Лодка резко всплывает, борта выходят из воды, соответственно уменьшается сопротивление поверхностного трения  $X_{\text{ат}}$  и волнообразования  $X_{\text{ав}}$ , тем не менее на этом режиме сила гидродинамического сопротивления  $X_{\text{гид}}$  достигает максимального значения («горб» на кривой гидродинамического сопротивления). Значение аэродинамических сил в общем балансе сил относительно невелико.

На режиме глиссирования при скоростях  $V = (0,50 \dots 1,00) V_{\text{отр}}$  угол дифферента постепенно уменьшается, соответственно уменьшается сила гидроста-

тического поддержания и сила сопротивления глиссирования, поскольку с ростом скорости движения на редане возрастает аэродинамическая подъемная сила, полностью уравнивающая силу тяжести гидросамолета на скорости отрыва.

Отметим еще раз, что для обеспечения взлета гидросамолета сила тяги двигателей должна быть больше максимального значения суммы сил аэродинамического и гидродинамического сопротивления (в районе «горба» на кривой гидродинамического сопротивления).

Характер изменения основных параметров движения гидросамолета при посадке (точнее — при послепосадочном пробеге, от момента касания реданом воды на посадочной скорости  $V_{\text{пос}}$  до полной остановки) в зависимости от относительной скорости пробега

$V = V/V_{\text{пос}}$  является, по существу, зеркальным отражением рис. 9.10.

Здесь следует отметить только, что значения гидродинамического сопротивления при пробеге будут отличаться от значений при посадке вследствие того, что нагрузка на воду будет меньше (посадка совершается самолетом с массой меньшей, чем взлетная) и практически отсутствует при изменении угла дифферента вертикальная составляющая силы тяги двигателей, поскольку пробег совершается с двигателями, работающими на режиме «малого газа», т. е. при незначительной силе тяги.

Гидродинамическое совершенство гидросамолета характеризуется минимальным значением гидродинамического качества

$$K = A/X_{a \text{ гид}}$$

где  $A$  — нагрузка на воду, или сила тяжести гидросамолета, передающаяся на воду при любой определенной скорости, равная разности между полной силой тяжести и подъемной силой самолета в данный момент:  $A = G - Y_{\text{асам}}$ ;  $X_{\text{агид}}$  — гидродинамическое сопротивление самолета в данный момент.

Значение  $K_{\text{мин}}$  составляет 4,5...6,0 для лодок и 3,5...4,5 для поплавков.

Безопасность при взлете и посадке обеспечивается, если: гидросамолет незарывается носом при движении, особенно на взволнованной поверхности; плавно выходит на глиссирование; обладает остойчивостью и устойчивостью по всем трем осям в режиме плавания и глиссирования, т. е. не имеет тенденции к самопроизвольной продольной раскачке с возрастающей амплитудой, к самопроизвольному рысканию и крену.

Режим глиссирования является наиболее сложным с точки зрения продольной устойчивости движения. При глиссировании межреданная часть днища залива­ется брызговой струей от первого редана. Пульсации давления в струе могут вызвать самопроизвольные угловые и вертикальные колебания лодки даже при совершенно гладкой поверхности воды. Устойчивое глиссирование возможно при определенных сочетаниях угла дифферента и скорости движения для

заданной формы поверхности глиссирования. Устойчивость глиссирования обеспечивается выбором рациональных обводов лодки и отрабатывается на динамически подобных моделях.

Кроме того, гидросамолет должен обеспечивать весьма специфические требования к устойчивости: устойчиво двигаться на буксире в ветреную погоду и разворачиваться носом против ветра («приводиться к ветру») при дрейфе (от голл. *drijven* — плавать, гнать) — смещении с заданного курса при неработающем двигателе под воздействием ветра и волн.

Управляемость — способность выполнять развороты на плаву при наличии ветра. Управляемость гидросамолета по курсу на режиме плавания обычно обеспечивается водяным рулем (водорулем, гидрорулем), устанавливаемым, как правило, в корме лодки (второй редан), или с помощью разнотяговости двигателей (для двухдвигательного самолета) — разного изменения тяги двигателей правого и левого борта. На режиме глиссирования уже возможно управлять гидросамолетом по курсу и углу дифферента с помощью аэродинамических рулей.

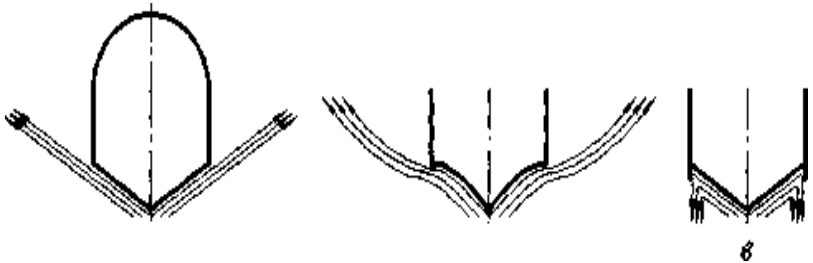
Приемлемое брызгообразование (чистота бега), при котором можно защитить от попадания воды воздухозаборники двигателей, воздушные винты, закрылки и другие жизненно важные агрегаты, — одна из важнейших характеристик, определяющих мореходность гидросамолета.

Как уже отмечалось, движущаяся лодка оказывает добавочное давление на свободную поверхность воды.

Пиковое (ударное) давление в области контакта передних точек лодки с водой выбивает с поверхности капли воды, разлетающиеся от удара в виде брызговых струй. Интенсивное брызгообразование может происходить уже на малых скоростях хода, особенно на взволнованной поверхности воды.

Форма поперечного сечения лодки существенно влияет на характер брызгообразования. При плоскокилеватом днище (рис. 9.11,а) брызговые струи

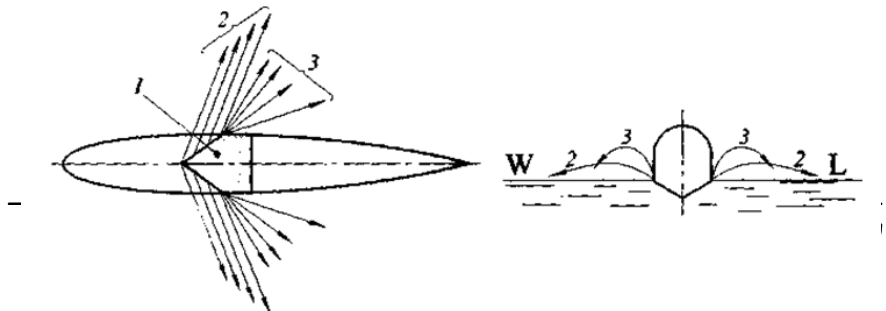
поднимаются на большую высоту, днища с более сложным (в частности, криволинейным) профилем



килеватости (рис. 9.11,б) также не всегда позволяют уменьшить брызгообразование.

Рис. 9.11. Форма днища и характер брызгообразования

Эффективным средством уменьшения брызгообразования являются брызгоотражатели — брызгоотра-



жающие щитки (рис. 9.11,в), установленные в плоскости борта.

*Рис. 9.12. Брызгообразование при глиссировании*

На режиме глиссирования (рис. 9.12) от передней линии контактной площадки 1 разворачиваются брызговые струи сложной пространственной формы. Относительно слабые прямолинейные струи 2 («ленточные» или скоростные струи) стелются под малым углом к поверхности воды. Мощные и тяжелые купольные, или блистерные (от англ. blister— пузырь), струи 3 выбрасываются вверх и назад. Высота подъема этих струй определит положение крыла, двигателей и оперения гидросамолета.

Непотопляемость как одна из характеристик мореходности означает, что гидросамолет сохраняет плавучесть и остойчивость при частичном повреждении и затоплении подводной части лодки или поплавков. Для того, чтобы обеспечить соответствующий запас плавучести при повреждениях, объем водонепроницаемой части лодки (поплавка) делают в 1,2...3,5 раза больше, чем потребный объем, соответствующий взлетной массе гидросамолета.

Подводную часть лодки разделяют водонепроницаемыми (герметичными) перегородками на отсеки таким образом, чтобы даже затопление двух соседних отсеков не приводило к потере продольной остойчивости или к появлению недопустимых углов дифферента и крена, затрудняющих буксировку аварийного гидросамолета, и тем более к затоплению лодки.



Чтобы повреждение или отрыв подкрыльного поплавка не привели к потере поперечной остойчивости и опрокидыванию гидросамолета, концевые части крыла выполняют в виде водонепроницаемых (водоизмещающих) отсеков.

Таким образом, обеспечение мореходности влияет на аэродинамическую компоновку, точнее аэрогидродинамическую компоновку — настолько сильно требования мореходности сказываются на выборе формы, размеров и взаимного расположения основных агрегатов гидросамолета.

В процессе развития гидроавиации только в нашей стране было создано около 100 летательных аппаратов, способных использовать в качестве аэродрома водную поверхность.

Назовем еще одно транспортное средство, которое с полным правом можно рассматривать как летательный аппарат.

Экраноплан — крылатый летательный аппарат, совершающий крейсерский полет в непосредственной близости от поверхности экрана (земли или воды).

В авиации с проявлением влияния экрана на самолет встретились в 1920-х годах: при взлете и посадке в непосредственной близости от земли вопреки всем законам классической аэродинамики возникала дополнительная подъемная сила, что резко увеличивало длину посадочной дистанции. Для устранения этого эффекта при посадке применяются интерцепторы (см. рис. 2.26), которые в таком качестве чаще называют спойлерами (от англ. *spoil* — портить).

Экранный эффект — увеличение аэродинамической подъемной силы и уменьшение силы лобового сопротивления крыла, движущегося над экраном. Прирост подъемной силы крыла вблизи экрана вызывается повышением давления на его нижней поверхности (динамическая воздушная подушка), а снижение сопротивления обусловлено уменьшением индуктивных скосов потока за счет экрана. В полной мере экранный эффект проявляется на высоте от земли или воды, равной примерно  $0,1 \dots 0,2$  значения  $С_{АХ}$  крыла, хотя влияние экрана сказывается до высоты полета порядка  $1,0$  значения  $С_{АХ}$  крыла.

Аэродинамическое качество крыла вблизи экрана достигает значений ( $K=30 \dots 40$ ), существенно превышающих те, которые достигнуты на крыле современных самолетов ( $K=18 \dots 20$ ). Однако аэродинамическое качество аппарата в целом существенно ниже за счет сопротивления несущих частей и потерь качества на балансировку. Для построенных экранопланов  $K=13 \dots 16$ .

В настоящее время известно более 70 реализованных проектов экранопланов и экранолетов — летательных аппаратов, движущихся как над опорной поверхностью на высотах, на которых реализуется экранный эффект, так и вдали от экрана (самолетный режим). Основную их массу составляют небольшие экспериментальные аппараты.

Большой вклад в популяризацию идеи экраноплана, разработку схемных решений и проведение экспериментальных исследований моделей в аэродинамиче-

ских трубах внес в 1970-х годах известный авиаконструктор Р.Л. Бартини, работавший совместно с ОКБ Г.М. Бериева.

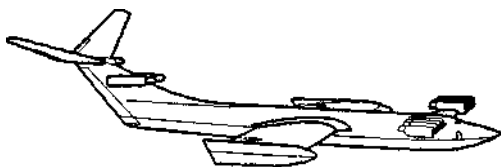
Хотя созданием аппаратов такого типа серьезно занимается целый ряд фирм во всем мире, современный уровень развития экранопланов всецело определяется обширной программой исследовательских, проектных работ и строительства крупных экранопланов, реализованной в нашей стране, начиная с пятидесятых годов, поскольку такую программу не выполнила ни одна страна в мире. Инициатором и организатором этой программы был Р.Е. Алексеев, возглавлявший Центральное конструкторское бюро по судам на подводных крыльях в г. Горьком (сейчас — ЦКБ по СПК им. Р.Е. Алексеева, возглавляемое Главным конструктором В.В. Соколовым). В реализации программы активное участие приняли специалисты ЦНИИ им. академика А.Н. Крылова, ЦАГИ им. профессора Н.Е. Жуковского, ЛИИ им. М.М. Громова и других исследовательских и учебных институтов.

Экранопланы большой массы (более 100 т) были построены только в СССР под руководством Р.Е. Алексеева. Самый большой из них — «КМ» (корабль-макет), или «Каспийский монстр» (рис. 9.13) — так назвали его иностранные специалисты.

Экраноплан «КМ», испытания и опытная эксплуатация которого проводилась на Каспийском море с 1966 по 1980 год, имел длину более 100 м, высоту — более 20 м, размах крыла — около 40 м. Взлетная масса в рекордном полете — 544000 кг, что было в то

время для летательных аппаратов неофициальным мировым рекордом, который был побит только с созданием самолета Ан-225 «Мрия». Полеты проводились на высотах от 3 до 14 м при скоростях 400-450 км/ч.

Из режима плавания на режим полета вблизи экрана «КМ» выходил за счет поддува воздуха под крыло от



*Рис. 9.13. Экраноплан «КМ»*

восьми турбореактивных двигателей, размещенных на переднем пилоне. Крейсерский режим полета обеспечивали два таких же двигателя, размещенные на киле.

Опыт, полученный при разработке и испытаниях «КМ», дал возможность создать теорию и методологию проектирования и строительства экранопланов, что позволило ЦКБ по СПК им. Р.Е. Алексеева создать впоследствии целую гамму различных экранопланов морского базирования.

Естественно, практически невозможно удовлетворить все требования мореходности, не проигрывая при этом в аэродинамических и летных характеристиках, поэтому принимаются компромиссные решения вопросов аэродинамики и мореходности.

Перечисленные выше некоторые аспекты обеспечения мореходности увеличивают сложность и количество проблем, решаемых проектировщиками при создании гидросамолета.

В настоящее время разработкой гидросамолетов занимаются во всем мире множество мелких и только три крупные авиационные фирмы — канадская «Канадэр» (Canadair), японская «Шин Мейва» (Shin Meiya) и Таганрогский авиационный научно-технический комплекс им. Г.М. Бериева, имеющий более чем 60-летний опыт создания гидросамолетов при активном сотрудничестве с различными НИИ и заслуженно занимающий лидирующее положение в мировой гидроавиации.

Характерный для всей гидроавиации спад в период после Второй мировой войны и особенно при переходе авиации на реактивную тягу можно объяснить многими причинами, но не уменьшением потребности в гидроавиации.

Гидросамолеты военного применения с маркой «Бе», созданные в 50-х годах, до сих пор состоят на вооружении и эффективно решают задачи, которые требуют именно морского базирования.

Последние разработки этой фирмы) привлекают внимание многих стран. С одной стороны, это объясняется высоким инженерным уровнем разработок: так, на самолете-амфибии А-40 реализовано значение максимального аэродинамического качества  $K_{\max} = 16 \dots 17$ , что практически соответствует  $K_{\max}$  сухопутных самолетов, и высокие гидродинамические характеристики ( $K_{\min} = 4,8$ ), что позволяет эксплуатировать самолет на морских акваториях при ветровой волне до 2 м.

С другой стороны, это объясняется растущим пониманием того, что самолеты-амфибии могут решать многие актуальные в настоящее время задачи с эффективностью, практически недоступной сухопутным самолетам.

Перечислим некоторые из этих задач:

- противолодочная оборона, патрулирование двухсотмильной экономической зоны с дежурством на плаву, а также проведение аварийно-спасательных операций в кратчайшие сроки и на больших удалениях от берега;
- экологический контроль акваторий с забором проб воды и донных отложений на плаву;
- тушение лесных пожаров с забором воды на близлежащих водоемах в режиме глиссирования;
- защита водных поверхностей от загрязнения разлившейся нефтью с оперативной локализацией разлива;
- освоение и обслуживание территорий с неразвитой сетью на земных автомобильных и железнодорожных магистралях с взлетом и посадкой в любом месте, где есть достаточное водное пространство (которое к тому же не нужно специально строить и поддерживать в рабочем состоянии).

Большие транспортные возможности гидроавиации объясняются еще и тем, что 3/4 поверхности земного шара покрыты водой. Это обстоятельство обеспечивает предпосылки развития и эффективного использова-

ния гидроавиации в прибрежной зоне морей и океанов, в акваториях озер, водохранилищ и крупных рек.

**Вопросы для повторения.**

1. Какие разделы включает в себя гидромеханика?
2. Что понимается под непотопляемостью гидросамолета?
3. Какой вид движения гидросамолета называется глиссированием?
4. Что называется диаметральной плоскостью лодки?
5. Как строится основная плоскость лодки?
6. Объясните понятия килевой и скуловой линий лодки.
7. Перечислите основные геометрические параметры лодки?
8. На какие группы делятся гидросамолеты по характеру взлетно-посадочного устройства?
9. Какой тип гидросамолета является основным в современной авиации?
10. Какая из разновидностей однолодочного гидросамолета наиболее распространена в настоящее время?
11. В чем заключается основная отличительная особенность самолета-амфибии?
12. Чем отличаются по назначению опорные и водоизмещающие поплавки?

13. Что представляют собой плавники гидросамолета?
14. Как оценивается волнение акватории?
15. Что понимается под силой поддержания гидросамолета?
16. Что называется грузовой ватерлинией?
17. Объясните понятие «дифферент на корму».
18. Что понимается под остойчивостью гидросамолета?
19. Что определяет степень остойчивости гидросамолета?
20. При каком взаимном расположении центра масс и центра величины самолет находится в состоянии остойчивого равновесия?
21. Какой параметр является мерой поперечной остойчивости самолета?
22. Какое условие необходимо для обеспечения поперечной остойчивости гидросамолета?
23. Какими условиями определяется продольная остойчивость самолета?
24. Меняется ли значение поддерживающей силы  $R$  при увеличении угла дифферента?
25. Какая точка определяет положение продольного метацентра?
26. Что является мерой продольной остойчивости гидросамолета?
27. Чем определяется сила гидродинамического сопротивления воды движению лодки?
28. Чем отличается движение гидросамолета по водной поверхности от движения судна?



29. Для чего предназначен редан лодки гидросамолета?
30. Где, как правило, располагается первый редан?
31. Для чего применяется килеватость лодки гидросамолета?
32. Чем определяется поперечная килеватость лодки?
33. Чему по статистике равны углы поперечной килеватости на реданелодки?
34. Чем определяется продольная килеватость лодки?
35. Для чего применяется второй редан?
36. Как осуществляется выход самолета на режим глиссирования?
37. Какой параметр определяет гидродинамическое совершенство гидросамолета?
38. Что понимается под управляемостью гидросамолета?
39. Где обычно устанавливаются брызгоотражающие щитки?
40. Как обеспечивается соответствующий запас плавучести?
41. Что понимается под экранным эффектом?
42. Какой вид летательного аппарата называется экранопланом?
43. Чем отличается экраноплан от экранолета?

## Литература

1. Кокунина Л.Х. **Основы аэродинамики.** Транспорт. Москва, 1982.
2. Прицкер Д.М. Сахаров Г.И. **Аэродинамика.** Машиностроение. Москва, 1968.
3. **Основы аэродинамики и динамика полета транспортных самолетов.** Транспорт. Москва, 1997.
4. Бочкарев А.Ф. Андреевский В.В. **Аэродинамика самолета.** Машиностроение. Москва, 1985.
5. **Аэродинамика и динамика полета самолета с ТВД.** Военное издательство Министерства обороны СССР. Москва 1973.
6. Аржанников Н.С. Мальцев В.Н. **Аэродинамика.** Москва, 1952.
7. Зоншайн С.И. **Аэродинамика и конструкция самолета.** Москва, 1955.
8. Остославский И.В. **Аэродинамика самолета.** Москва, 1957.
9. Остославский И.В. Стражева И.В. **Динамика полета.** Машиностроение. Москва, 1965
10. Лигум Т.И. **Аэродинамика и динамика полета турбореактивных самолетов.** Транспорт. Москва, 1972.
11. Мхитарян А.М. **Аэродинамика.** Машиностроение. Москва, 1976.
12. Попов И.Н. Попов Д.И. **Аэродинамика.** Таганрог, 1998.
13. Егер С.М. Матвеевко А.М. Шаталов И.А. **Основы авиационной техники.** Издательство МАИ. Москва, 1999.
14. Красноперов Е.В. **Экспериментальная аэродинамика.** Ленинград, 1935.
15. Гольшиев Г.И. Местон Б.Л. **Основы воздухоплавания и авиации.** Ленинград, 1960.
16. Горшенин Д.С. Мартынов А.К. **Методы и задачи практической авиации.** Москва, 1977.
17. Повх И.Л. **Аэродинамический эксперимент в машиностроении.**
18. Снешко Ю. И. **Исследование в полете в полете устойчивости и управляемости самолета.** Москва, 1971.
19. Юшгенс С.Б. Студнев Р.В. **Динамика пространственного движения самолета.** Москва, 1967.
20. Честнов А.В. **Летняя эксплуатация самолета.** Москва, 1962.

21. Микеладзе В.Г. Титов В.М. **Основы аэродинамические и геометрические характеристики самолетов и ракет (справочник).** Машиностроение. Москва, 1990.
22. **Теоретические основы аэродинамики.** Москва, 1961.
23. Болетников В.Ф. **Элементарный курс аэродинамики самолета.** Москва, 1950.
24. **Аэродинамика малых скоростей.** Издательство ДОСААФ, 1963.