

МИНИСТЕРСТВО ВЫСШЕГО И СРЕДНЕГО СПЕЦИАЛЬНОГО ОБРАЗОВАНИЯ РСФСР
Куйбышевский ордена Трудового Красного Знамени
авиационный институт им.С.П.Королева

О.Н.КОРОЛЬКОВ

Т Е О Р И Я П О Л Е Т А

Конспект лекций по курсу
"Основы авиационной и ракетной техники"

Рассмотрен и одобрен
редакционным советом института
17 мая 1972 года

КУЙБЫШЕВ 1973

В конспекте лекций дается понятие об основных свойствах атмосферы и изменении с высотой ее параметров. Излагаются важнейшие законы движения газа. Подробно рассматривается обтекание крыла, образование подъемной силы сопротивления. Приводятся понятия о фокусе крыла, устойчивости и управляемости самолета. Освещаются основные вопросы динамики полета и особенности полета на сверхзвуковых скоростях.

Пособие предназначено для студентов первого курса, изучающих "Основы авиационной и ракетной техники", а также может использоваться студентами несамолетных специальностей при изучении курса "Аэродинамика и конструкция самолета".

ГЛАВА I. СВОЙСТВА АТМОСФЕРЫ

§ I. Основные параметры воздуха

В полете воздействие воздушной среды на летательный аппарат и возникающие при этом аэродинамические силы зависят от состояния атмосферы. Свойства атмосферы определяются ее основными параметрами — температурой, плотностью, давлением и вязкостью воздуха. При полете с большими скоростями приходится считаться с такими физическими свойствами воздуха, как упругость и сжимаемость. Эти свойства тесно связаны со скоростью распространения звука в воздухе.

Температура воздуха. Температура — это величина, характеризующая тепловое состояние тела или газа. Температура воздуха является мерой средней скорости движения его молекул. Измеряется в градусах Цельсия $t^{\circ}\text{C}$ или по абсолютной шкале $T = t^{\circ}\text{C} + 273,16$.

Плотность воздуха — это отношение массы или веса воздуха к его объему. Различают массовую плотность

$$\rho = \frac{m}{V} \quad \frac{\text{н.сек}^2}{\text{м}^4} \quad \text{или} \quad \frac{\text{кг}}{\text{м}^3}$$

и весовую плотность воздуха

$$\gamma = \frac{G}{V} \quad \frac{\text{н}}{\text{м}^3} \quad \text{или} \quad \frac{\text{кгс}}{\text{м}^3}$$

Иногда используется относительная массовая плотность воздуха

$$\Delta = \frac{\rho}{\rho_0}$$

где ρ - массовая плотность в действительных условиях; ρ_0 - массовая плотность в стандартных условиях у земли.

Давление воздуха. Давлением называется предел отношения силы ΔP , передаваемой воздухом на элементарную площадку по нормали к ее поверхности, к величине площадки ΔS

$$p = \frac{dP}{dS} \quad \frac{H}{M^2} \quad \text{или} \quad \frac{KGC}{M^2}$$

Вязкость воздуха. Под вязкостью жидкости или газа понимаются силы внутреннего трения. Вязкостью определяются касательные силы, возникающие при движении воздуха относительно поверхности или при движении соседних слоев воздуха с разными скоростями.

Скорость звука. Звук - это продольные упругие колебания воздуха или малые возмущения его плотности и давления. Эти колебания или возмущения распространяются в воздухе с определенной скоростью, которая и называется скоростью звука. Скорость звука зависит от температуры воздуха

$$a = 20,1\sqrt{T}$$

§ 2. Изменение параметров воздуха с высотой

По мере увеличения высоты над уровнем моря снижаются давление и плотность воздуха, изменяется температура и другие параметры.

Нижние слои атмосферы образуют так называемую тропосферу (тропос - поворот). В тропосфере происходит интенсивное перемешивание воздуха как по вертикали, так и по горизонтали. Температура воздуха в тропосфере падает примерно на $5 + 7^\circ$ на каждый километр. Граница тропосферы над экватором доходит до 16 - 18 км, а над полюсами - до 8 - 10 км. В тропосфере сосредоточено примерно 80% всей массы воздуха и почти весь имеющийся в атмосфере водяной пар.

Над тропосферой расположен второй ярус атмосферы - стратосфера

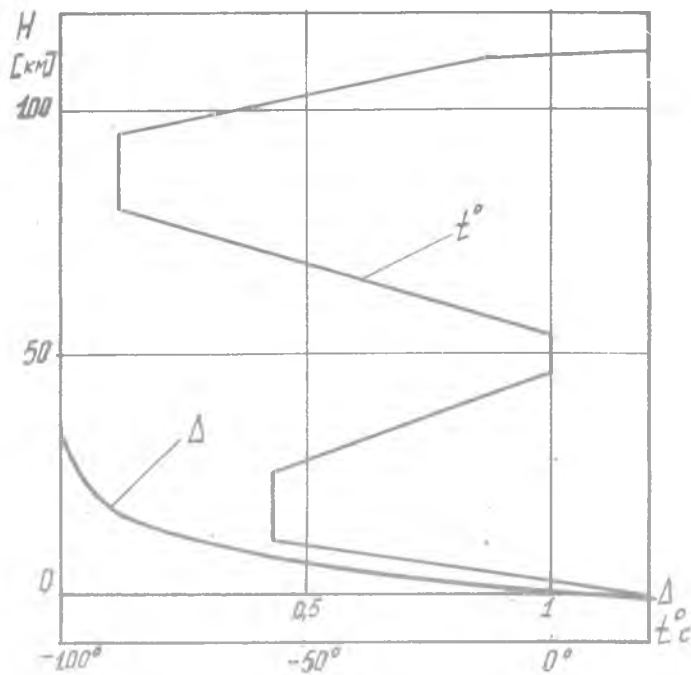


Рис. I. Изменение температуры и плотности воздуха с высотой

(стратус - покрывало). В стратосфере до высот 25 - 35 км температура может быть принята постоянной. На больших высотах из-за наличия озона, поглощающего ультрафиолетовое излучение солнца, температура начинает возрастать. В стратосфере находится около 20% массы атмосферного воздуха.

Выше 50-60 км расположен третий слой атмосферы - мезосфера (мезо - средний), в которой температура до высот 75-85 км понижается, а затем начинает снова возрастать.

Наконец, выше 80 км расположена термосфера, температура в которой неуклонно возрастает с высотой, достигая на высоте 300 км более 1000°C . Внешняя часть термосферы, расположенная выше 800 км называется экзосферой (экзо - над) или сферой рассеяния. Верхнюю границу экзосферы установить трудно: она постепенно переходит в межпланетное пространство.

Изменчивость атмосферы в зависимости от географического положения, времени года и других факторов создает известные трудности в сравнении характеристик летательных аппаратов, полученных в различного рода аэродинамических исследований и расчетов во всем мире условилось пользоваться некоторой условной атмосферой, принятой за стандартную, приводя к ней и результаты летных испытаний летательных аппаратов. Международная стандартная атмосфера - МСА - определяет значения основных параметров воздуха в зависимости от высоты. Эти параметры близки к средним значениям в летнее время на средних широтах. В качестве исходных данных для расчета МСА приняты следующие значения параметров на уровне моря: температура $+15^{\circ}\text{C}$, давление

$$p = 10332,3 \frac{\text{кгс}}{\text{м}^2} = 760 \text{ мм.рт.ст.}$$

Изменение температуры и относительной плотности воздуха Δ с высотой в соответствии с МСА показано на рис. I.

ГЛАВА П. ОСНОВНЫЕ ЗАКОНЫ ДВИЖЕНИЯ ГАЗА

§ 1. Принцип обращения движения

В соответствии с принципом обращения движения картина обтекания и аэродинамические силы будут абсолютно одинаковы независимо от того, рассматриваем ли мы движение тела в неподвижной воздушной среде или движение воздушного потока относительно неподвижного тела. При этом скорость набегающего потока в обращенном движении должна равняться скорости самого тела в прямой задаче.

Этот принцип широко используется как в теоретической, так и в экспериментальной аэродинамике, позволяя исследовать аэродинамические свойства летательного аппарата на неподвижной модели, обдуваемой воздушным потоком.

§ 2. Уравнение неразрывности

Если у установившемся потоке воздуха выделить весьма малый замкнутый контур (рис. 2) и провести через него траектории всех частиц, проходивших через этот контур, то они образуют поверхность, называемую трубкой тока. Воздух, текущий внутри этой трубки, называется стружкой. Так как на поверхности трубки тока скорость частичек воздуха всегда направлена по касательной, то воздух не может перетекать через боковую поверхность трубки внутрь или наружу. Следовательно, весь воздух, прошедший через торцовое сечение трубки I-I, обязательно пройдет и через сечение II-II. Закон сохранения массы воздуха в стружке можно записать в виде

$$\rho_1 F_1 V_1 = \rho_2 F_2 V_2$$

Для несжимаемого газа

$$\rho_1 = \rho_2 \text{ и } F_1 \cdot V_1 = F_2 \cdot V_2$$

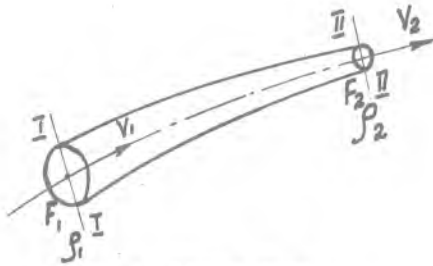


Рис. 2. Трубка тока

Постоянство массы, проходящей через любое сечение трубки тока, означает, что движение воздуха в ней происходит без разрыва сплошности среды и все пространство в струйке заполнено воздухом. Поэтому полученное уравнение обычно называют уравнением неразрывности.

Из уравнения неразрывности следует, что для несжимаемой жидкости или газа скорость течения в струйке обратно пропорциональна ее сечению

§ 3. Уравнение Бернулли

Применим к струйке закон сохранения энергии. Для несжимаемого газа, если отсутствует подвод извне и если пренебречь ввиду малости потенциальной энергией веса, полная энергия газа в любом сечении будет складываться из потенциальной энергии давления и кинетической энергии, называемой скоростным напором. Постоянство энергии для произвольных сечений струйки запишется так

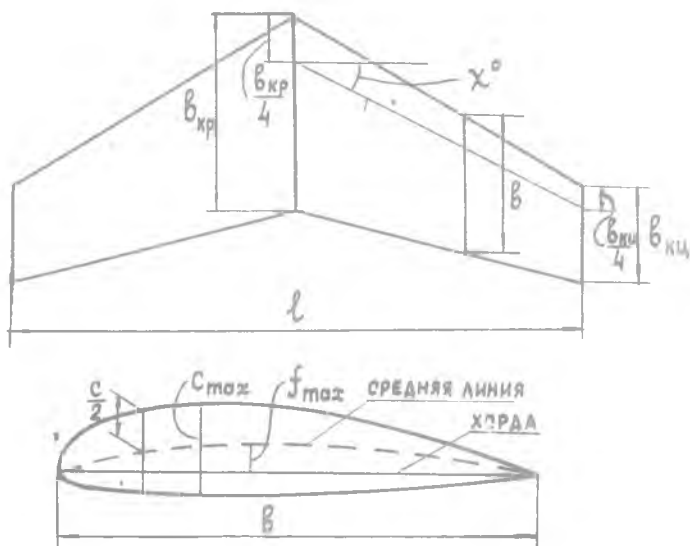
$$p_1 + \rho \frac{V_1^2}{2} = p_2 + \rho \frac{V_2^2}{2}.$$

Это равенство и является уравнением Бернулли для несжимаемой жидкости или газа. Оно позволяет установить характер распределения давления по поверхности обтекаемого потоком тела, если известны скорости обтекания. Из уравнения Бернулли следует, что с ростом скорости в какой-либо точке тела давлению в ней уменьшается и наоборот.

ГЛАВА III. ТЕОРИЯ КРЫЛА

§ I. Геометрические параметры крыла

Формы крыла характеризуются следующими основными параметрами (рис.3):



размах крыла - ℓ ,
 корневая хорда - $b_{кр}$,
 концевая хорда - $b_{кц}$,
 площадь крыла - $S = \frac{b_{кр} + b_{кц}}{2} \ell$,
 сужение крыла - $\eta = \frac{b_{кц}}{b_{кр}}$,
 удлинение крыла - $\lambda = \frac{2\ell}{b_{кр} + b_{кц}} = \frac{\rho^2}{\bar{c}}$,
 угол стреловидности крыла - χ° ,
 относительная толщина профиля крыла - $\bar{c} = \frac{c_{max}}{\ell} \cdot 100\%$,
 относительная кривизна профиля - $\bar{f} = \frac{f_{max}}{\ell}$,
 для симметричного профиля $\bar{f} = 0$.

У треугольных крыльев угол стреловидности задается по передней кромке крыла.

§ 2. Обтекание крыла

Рассмотрим обтекание крыла симметричного профиля несжимаемой вязкой жидкостью при нулевом угле атаки (рис. 4). Угол атаки называется углом между хордой крыла и направлением набегающего потока.

Разобьем поток на отдельные струйки 1, 2, 3 ... К каждой из них можно применить закон неразрывности и уравнение Бернулли. Струйка I, попадающая в лобовую точку профиля, полностью затормаживается и кинетическая энергия этой струйки полностью переходит в потенциальную энергию давления. В соответствии с законом Бернулли в этой критической точке избыточное давление будет равно скоростному напору $q = \frac{\rho V^2}{2}$.

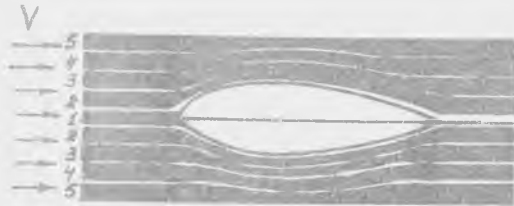


Рис. 4. Обтекание симметричного профиля

Соседние струйки 2, наткаясь на зону повышенного давления в районе критической точки, искривляются и текут вдоль поверхности профиля. При этом поперечное сечение струйки 2 и следующих за ней струек 3, 4, 5 и т.д. уменьшается, что приводит к увеличению скорости в струйках (закон неразрывности) и падению давления в них (уравнение Бернулли).

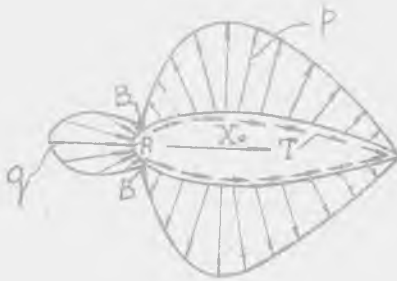


Рис. 5. Аэродинамические силы при симметричном обтекании

В результате по мере удаления от точки А (рис. 5) давление уменьшается и в какой-то точке В избыточное давление становится равным нулю. Дальше за точкой В на профиле получается разрежение. К концу профиля сечение струек снова увеличивается и разрежение уменьшается. Примерная картина распределения давления p по поверхности профиля показана на рис. 5.

При движении струек вдоль профиля за счет сил вязкости возникают силы трения T , которые будут передаваться на профиль по касательной к его поверхности.

Если просуммировать действующие на профиль силы избыточного давления и силы вязкого трения, то мы получим равнодействующую силу X_0 , которая в силу симметрии профиля и обтекающего его потока будет направлена строго по потоку. Эта сила называется силой профильного сопротивления крыла.

Теперь рассмотрим обтекание произвольного профиля, установленного с некоторым углом атаки α к набегающему потоку (рис. 6).

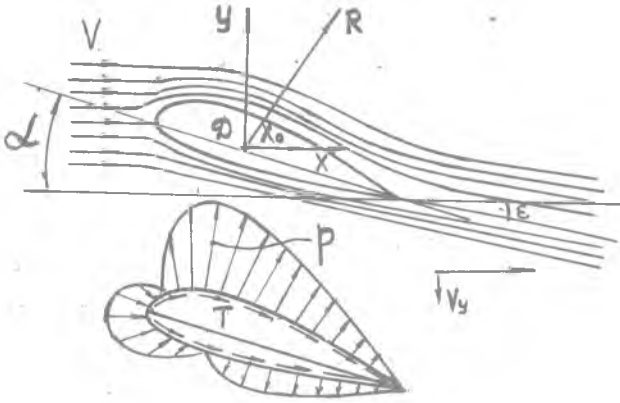


Рис. 6. Несимметричное обтекание профиля

В этом случае обтекание будет несимметричным и скорость струек на верхней поверхности крыла будет выше скорости струек под крылом, поэтому над крылом получится большее разрежение, чем снизу. Равнодействующая R аэродинамических сил давления p и трения T будет направлена под некоторым углом к набегающему потоку. Ее можно разложить на составляющие Y и X . Сила Y , перпендикулярная к набегающему потоку, называется подъемной силой, а составляющая X , направленная по потоку, — силой лобового сопротивления. Подъемная сила и лобовое сопротивление зависят от площади крыла и скоростного напора.

$$Y = C_y S \rho \frac{V^2}{2}; \quad X = C_x S \rho \frac{V^2}{2}.$$

Здесь C_y и C_x безразмерные коэффициенты, определяемые экспериментально и зависящие от угла атаки крыла (рис. 7).

Угол атаки, соответствующий $C_{y \max}$, называется критическим углом атаки. На закритических углах атаки происходит срыв потока на верхней поверхности и подъемная сила крыла падает. Сила лобового сопротивления при увеличении угла атаки неуклонно возрастает.

Отношение подъемной силы к лобовому сопротивлению или отношение соответствующих коэффициентов этих сил называется аэродинамическим качеством $K = \frac{Y}{X} = \frac{C_y}{C_x}$, которое также зависит от угла атаки (рис. 8).

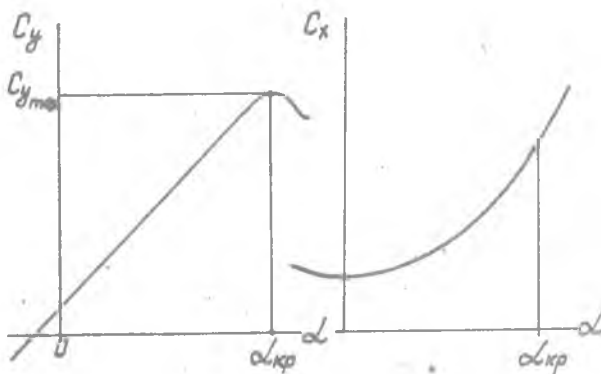


Рис. 7. Зависимость коэффициентов подъемной силы и лобового сопротивления от угла атаки крыла

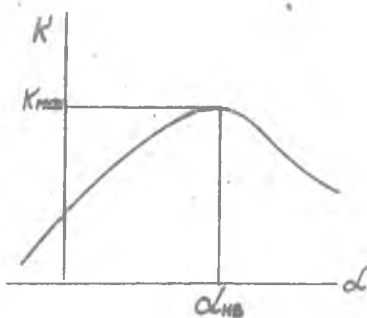


Рис. 8. Зависимость аэродинамического качества от угла атаки крыла

Угол атаки крыла, при котором качество максимально, называется наивыгоднейшим углом атаки - α_{nv} . Полет на α_{nv} требует минимальной тяги двигателей.

Кривые рис. 7 можно объединить в одну диаграмму, показывающую связь между коэффициентами C_y и C_x для различных углов атаки. Такая диаграмма получила название поляры крыла (рис.9). Поляра играет важную роль во всех аэродинамических расчетах, позволяя определять основные летные характеристики летательного аппарата.

Если коэффициенты C_y и C_x на поляре отложены в одинаковом масштабе, то в каждой ее точке угол β характеризует аэродинамическое качество $tg \beta = K$. Очевидно, что касательная к поляре, проведенная из начала координат (β_{max}), определит невыгоднейший угол атаки $\alpha_{нв}$.

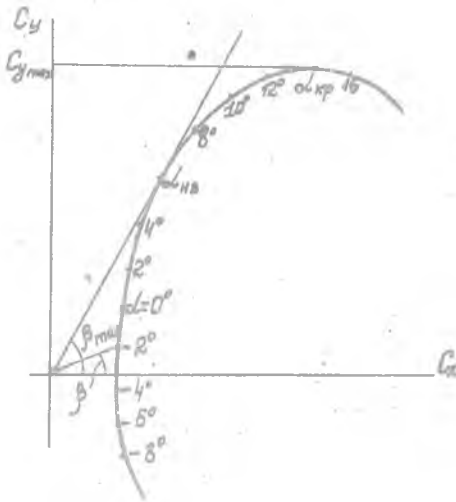


Рис. 9. Поляра крыла

С ростом подъемной силы связано увеличение сопротивления крыла. При $C_y = 0$ сопротивление равно профильному

$$X = X_0 = C_{x_0} S \rho \frac{V^2}{2}.$$

Когда C_y отлично от нуля, сопротивление больше X_0 и его можно представить в виде суммы $X = X_0 + X_i$, где X_i - называется индуктивным сопротивлением, так как его появление связано с индуцированием подъемной силы.

Образование подъемной силы вызывает отклонение потока воздуха за крылом вниз на угол ϵ (рис.6), который называется углом сноса потока воздух, обтекающий крыло, получает вертикальную скорость V_y . Отбрасывание воздуха вниз дает реактивную силу - подъемную силу крыла. Эта сила пропорциональна произведению массы воздуха, отбрасываемого крылом в единицу времени m_i , на скорость V_y . Очевидно, что масса m_i зависит от размаха или удлинения крыла: чем больше удлинение, тем больше и масса m_i . Создание вертикальной скорости V_y вызывает дополнительное сопротивление - индуктивное сопротивление. Затраты энергии на создание подъемной силы и преодоление индуктивного сопротивления пропорциональны $m_i V_y^2$. Отсюда следует, что для уменьшения энергетических затрат на создание подъемной силы постоянной величины всегда выгодно увеличивать массу отбрасываемого воздуха и уменьшать при этом скорость отбрасывания. А это означает, что с увеличением удлинения крыла индуктивное сопротивление уменьшается.

§ 3. Фокус крыла

Равнодействующая аэродинамических сил R (рис.6) пересекает хорду крыла в определенной точке (D), которая называется центром давления крыла. При увеличении угла атаки равнодействующая растет, а центр давления смещается вперед - точки 1,2,3 ... на фиг. 10, а. При этом оказывается, что на хорде крыла всегда можно отыскать такую точку, относительно которой момент силы R_x будет постоянным на всех углах атаки $M_o = R_x \cdot a_x = Const$

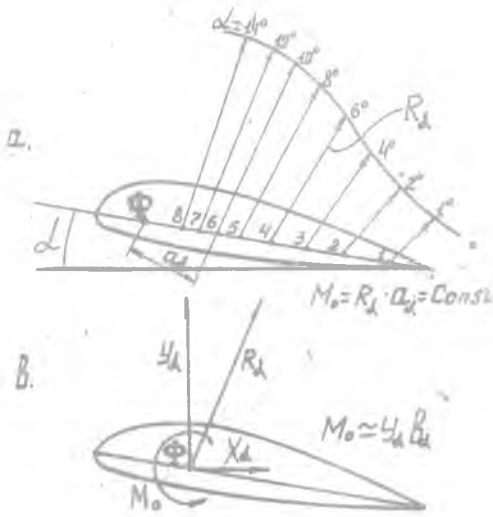


Рис.10. Фокус крыла

Эта точка называется фокусом крыла (точка ϕ на рис. 10, а).

Учитывая указанное свойство фокуса крыла, можно считать, что на любом угле атаки α на крыло действует сила R_α , приложенная в фокусе и зависящая от угла атаки, и постоянный для всех α момент M_0 (рис. 10, в).

При малых углах атаки сила X_α мало влияет на момент M_0 , поэтому приближенно

$$M_0 = Y_\alpha \cdot b_\alpha = \text{Const},$$

где b_α - плечо подъемной силы Y_α относительно фокуса крыла.

При изменении угла атаки на величину $\Delta \alpha$ подъемная сила, приложенная в фокусе, изменится на какую-то величину ΔY , а момент M_0 при этом останется постоянным. Следовательно, фокус крыла - это точка, в которой прикладывается приращение подъемной силы при изменении угла атаки.

ГЛАВА IV. ДИНАМИКА ПОЛЕТА САМОЛЕТА

§ I. Устойчивость и управляемость самолета

Для того, чтобы самолет мог нормально летать, т.е. сохранять заданный режим полета, переходить с одного режима на другой, маневрировать в воздухе, он должен обладать устойчивостью и управляемостью.

Самолет считается устойчивым, если он сам без вмешательства летчика возвращается к заданному режиму полета после воздействия возмущающих факторов, отклоняющих самолет от исходного режима. Если же после воздействия возмущающих импульсов самолет будет стремиться уходить все дальше и дальше от исходного режима, то он будет неустойчивым. Промежуточным между двумя этими случаями является самолет нейтральный или безразличный по устойчивости, который под воздействием возмущения переходит на новый режим и остается на этом режиме после прекращения действия возмущающего импульса.

Движение и устойчивость самолета можно рассматривать отдельно относительно трех координатных осей, проходящих через центр тяжести самолета (рис. II).

Устойчивость в продольной плоскости относительно оси Z называется продольной, относительно оси X - поперечной, относительно оси Y - поперечной.

Рассмотрим продольное движение самолета и выясним какими средствами обеспечивается его продольная устойчивость.

Пусть изолированное крыло или крыло с фюзеляжем (самолет без горизонтального оперения) находится в прямолинейном горизонтальном полете с постоянной скоростью и с постепенным углом атаки. Такой



Рис. II. Органы устойчивости и управляемости самолета установившийся режим возможен в том случае, когда все силы и моменты, действующие на самолет, находятся в равновесии. Уравновешивание или балансировка самолета в продольной плоскости (рис. I2) требует выполнения трех условий:

сила тяги должна уравновешивать лобовое сопротивление самолета; подъемная сила крыла должна уравновешивать вес самолета; сумма моментов всех сил относительно центра тяжести должна равняться нулю.

Плечо пары сил P и X обычно мало, поэтому моментом этой пары можно пренебречь. Подъемную силу прикладываем в фокусе крыла и добавляем момент M_0 , постоянный для всех углов атаки.

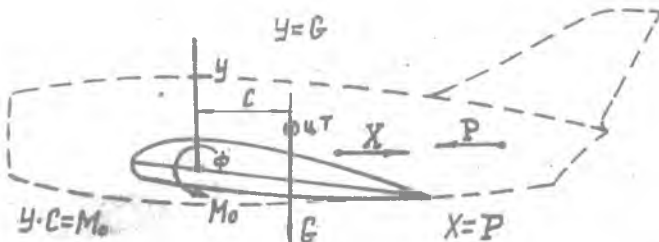


Рис. I2. Продольное уравновешивание самолета без горизонтального оперения

У крыльев с несимметричным профилем (средняя линия изогнута вверх) момент M_0 направлен против часовой стрелки - на пикирование. Очевидно, что уравнивание самолета в этом случае возможно лишь при расположении его центра тяжести позади фокуса крыла на расстоянии C таком, чтобы выполнялось условие

$$Y \cdot c = G \cdot c = M_0.$$

Теперь оценим устойчивость полученного равновесия. Представим себе, что в результате случайного возмущения угол атаки крыла увеличился на некоторую величину. Такое изменение угла атаки не повлияет на момент M_0 , но приведет к увеличению подъемной силы, причем ее приращение будет в фокусе и даст относительно центра тяжести момент, направленный на дальнейшее увеличение угла атаки. Случайное уменьшение угла атаки приведет к уменьшению подъемной силы и даст дополнительный пикирующий момент, также уводящий самолет от исходного режима. Следовательно, можно сделать вывод, что самолет без горизонтального оперения неустойчив, так как любое случайное воздействие уводит его в ту или иную сторону от заданного режима.

Приведенный анализ показывает, что самолет может быть устойчив лишь в том случае, когда приращение подъемной силы при изменениях угла атаки будет прикладываться за центром тяжести. Это означает, что для обеспечения устойчивости центр тяжести самолета необходимо размещать впереди фокуса крыла. Но при таком взаимном расположении центра тяжести и фокуса нарушается равновесие моментов. Чтобы его восстановить, приходится на самолете устанавливать горизонтальное оперение. Создаваемая горизонтальным оперением сила $P_{ГО}$ позволяет добиться равновесия при расположении центра тяжести впереди фокуса и обеспечить тем самым продольную устойчивость самолета (рис. 13)

Таким образом, горизонтальное оперение является средством обеспечения продольной устойчивости самолета. Легко убедиться, что у самолета с горизонтальным оперением (рис. 13) случайные изменения угла атаки вызывают появление дополнительных моментов, возвращающих самолет к исходному режиму.

Уравнивающая сила горизонтального оперения $P_{ГО}$ снижает общую подъемную силу самолета. Сила $P_{ГО}$ будет тем меньше, чем больше плечо горизонтального оперения $L_{ГО}$.

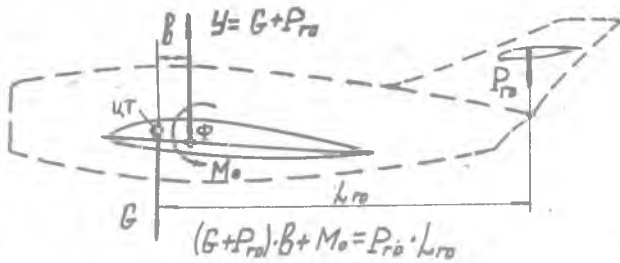


Рис. 13. Продольная балансировка самолета с горизонтальным оперением

Продольную устойчивость можно обеспечить и без горизонтального оперения путем применения специальных S-образных профилей крыла, у которых хвостовая часть отогнута вверх. Такие профили используются для самолетов типа "бесхвостка" и "летающее крыло" (рис. 14).

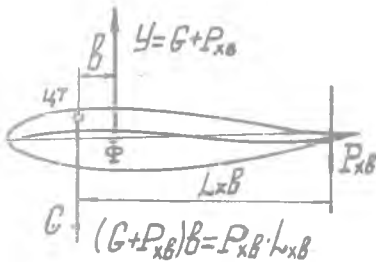


Рис. 14. Уравновешивание крыла с S-образным профилем

Можно считать, что у S-образного профиля хвостик создает уравновешивающую силу $P_{хв}$. Однако из-за малого плеча $L_{хв} < L_{Г0}$ такой способ балансировки связан с большей потерей подъемной силы $P_{хв} > P_{Г0}$, что потребует для уравновешивания одного и того же веса самолета в горизонтальном полете большей площади крыла S или большего угла атаки.

Самолет должен обладать устойчивостью и относительно осей Y и X. Путьевая устойчивость самолета обеспечивается вертикальным оперением, а поперечная - соответствующим выбором угла поперечного V крыла (угол ψ на рис. II).

Управляемость самолета в полете обеспечивается аэродинамическими рулями, расположенными на хвостовом оперении и на концах крыла (рис. II). Отклонением этих рулей летчик создает неуравновешенные моменты, поворачивающие самолет относительно тяжести, что приводит к изменению аэродинамических сил, действующих на самолет и к искривленной траектории полета.

Продольная управляемость создается рулем высоты, путевая - рулем направления, поперечная - элеронами. Для отклонения рулей в кабине летчика установлены командные рычаги управления, связанные с рулем проводкой управления. Руль высоты и элероны управляются ручкой или штурвальной колонкой, а руль направления - ножными педалями. Движения командных рычагов и органов управления согласуются таким образом, чтобы самолет следовал за движениями летчика. Отклонением ручки управления вперед самолет вводится в пикирование, а движением назад - в набор высоты. Отклонение ручки или штурвала вправо создает правый крен, а движением влево - левый крен. Перемещение правой педали вперед разворачивает самолет вправо, а левой педали - влево.

При отклонении рулей на командных рычагах управления возникают усилия. В длительном установившемся полете балансирующие отклонения рулей, уравнивающие самолет на заданном режиме, создают постоянно действующие усилия на командных рычагах, которые быстро утомляют летчика. Для снятия этих балансирующих усилий управления на рулях устанавливаются триммеры.

Триммер представляет собой небольшую поверхность, шарнирно закрепленную в хвостовой части руля (рис. II). С помощью дополнительного летчик отклоняет триммер в сторону, противоположную отклонению основного руля, и уменьшает усилия управления до нуля. На сверхзвуковых скоростях полета эффективность продольного управления снижается примерно вдвое. Поэтому у сверхзвуковых самолетов продольное управление обеспечивается не рулем высоты, а цельноповоротным горизонтальным оперением стабилизатором. На тяжелых самолетах применяется комбинация руля высоты и переставленного стабилизатора.

Рассмотрим теперь наиболее важные режимы полета самолета.

§ 2. Горизонтальный полет

В установившемся горизонтальном полете самолет сбалансирован относительно центра тяжести, поэтому можно все силы, действующие на самолет, перенести в центр тяжести, считая, что возникающие при этом моменты уравнивают друг друга. Силой $P_{Г0}$ ввиду ее малости пренебрегаем. Тогда на самолет будут действовать четыре уравновешенные силы, показанные на рис. 15.

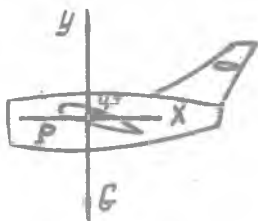


Рис.15. Горизонтальный полет

Горизонтальный полет на заданной скорости V . Делается это в такой последовательности: из первого уравнения равновесия находится потребное значение коэффициента подъемной силы, обеспечивающего полет на заданной скорости V , $C_{y_n} = \frac{2G}{S\rho V^2}$; по поляре отыскивается соответствующий ему коэффициент сопротивления C_{x_n} и угол атаки α_n ; вычисляется величина тяги, потребной для горизонтального полета со скоростью V , $P_n = C_{x_n} S \rho \frac{V^2}{2}$.

Зависимость потребных тяг от скорости полета можно представить в виде графика (рис. 16).

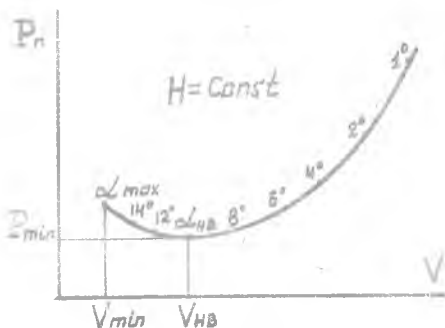


Рис.16. Потребные тяги горизонтального полета

Условия равновесия

$$y = C_y S \rho \frac{V^2}{2} = G;$$

$$x = C_x S \rho \frac{V^2}{2} = P$$

Считаем, что взлетный вес, размеры самолета (S) и его полярны известны. Тогда для принятой высоты полета (ρ) можно определить потребную тягу двигательной установки P_n , обеспечивающую установившийся

Как видно из этого графика, при уменьшении скорости полета угол атаки крыла должен увеличиваться. Максимально допустимому углу атаки α_{max} соответствует минимальная скорость горизонтального полета (V_{min}). Полет на α_{nv} требует минимальной тяги двигателей. Соответствующая этому углу скорость полета называется наимыгоднейшей - V_{nv} ; этот режим обеспечивает наибольшую продолжительность полетов самолетов с ТРД.

(*) По условиям безопасности полета α_{max} выбирается меньше $\alpha_{кр}$ так, чтобы на этом угле атаки самолет обладал бы достаточной степенью устойчивости и управляемости.

Установленные на самолете двигатели на каждом режиме полета создают вполне определенную тягу, которую назовем располагаемой. Эта тяга на данной высоте полета зависит от скорости и от степени дросселирования - подачи топлива в двигатель. При полностью открытом дросселе двигатель работает на номинальных оборотах $n_{ном}$ и создает наибольшую тягу. По мере дросселирования обороты снижаются и тяга падает. Дросселирование осуществляется летчиком с помощью ручки управления двигателем (РУД), установленной в кабине. Примерная зависимость располагаемой тяги от скорости полета и степени дросселирования для ТРД показана на рис. 17.

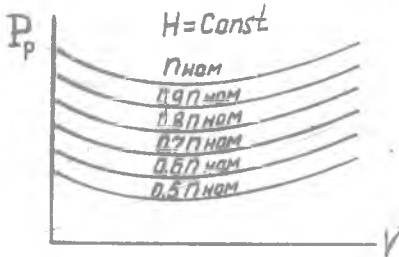


Рис. 17. Располагаемые тяги.

на соответствующем угле атаки. На номинальном режиме $n_{ном}$, очевидно, скорость горизонтального полета на данной высоте будет максимальной -

$$V_{max}$$

На скоростях больше V_{max} располагаемая тяга меньше потребной и горизонтальный полет становится невозможным. Скорости $V > V_{max}$ могут быть получены лишь в режиме снижения.

Точно также и при скоростях, меньших V_{max} , если тяга задросселированного двигателя будет меньше потребной, самолет будет снижаться. Следовательно, вся область режимов полета лежащая ниже кривой P_n , соответствует снижению самолета. В области, заключенной между кривыми P_n и P_p , самолет способен набирать высоту за счет избытка располагаемой тяги.

Диаграмма потребных и располагаемых тяг определяет минимальную и максимальную скорости горизонтального полета, т.е. рабочий диапазон скоростей на данной высоте. С ростом высоты этот диапазон обычно сужается (рис. 19).

Совместим кривые потребных и располагаемых тяг на одной диаграмме (рис. 18). В точках, где кривые располагаемых тяг пересекаются с кривой потребных тяг, удовлетворяется условие равновесия $P_n = P_p = X$ и обеспечивается установившийся горизонтальный полет.

Таким образом, каждому режиму работы двигателя соответствует своя скорость горизонтального полета самолета

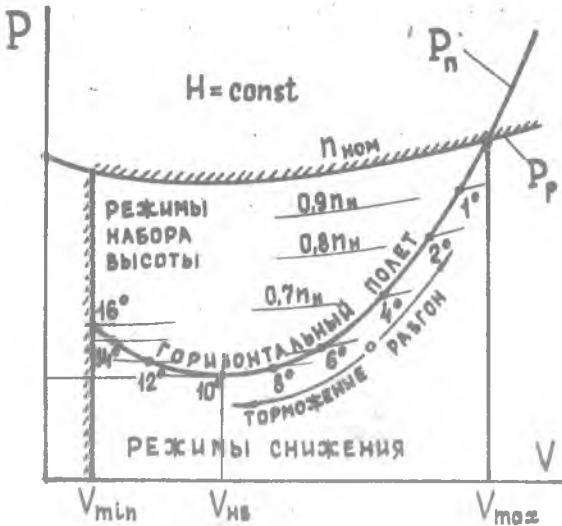


Рис. 18. Кривые потребных и располагаемых тяг

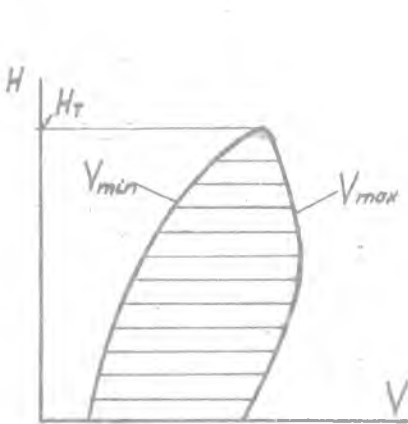


Рис. 19. Диапазон скоростей и высот

Высота, на которой $V_{min} = V_{max}$, называется теоретическим потолком H_T . Выше этой высоты горизонтальный полет неосуществим.

Кривые потребных и располагаемых тяг показывают, что с изменением скорости горизонтального полета летчик должен соответствующим образом изменять как угол атаки, так и тягу двигателей. При разгоне самолета в диапазоне от V_{HB} до V_{max} угол атаки уменьшается (командный рычаг управления от-

клоняется вперед), а тяга двигателей увеличивается) РУД также перемещается вперед). При торможении эти рычаги перемещаются летчиком "на себя". Торможение в диапазоне скоростей от $V_{нв}$ до V_{min} требует некоторого увеличения тяги.

§ 3. Снижение самолета

Рассмотрим установившийся режим снижения самолета с углом к горизонту (рис. 20).

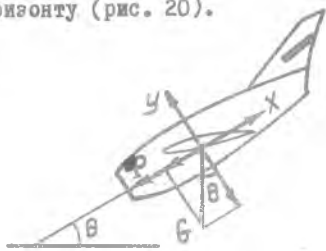


Рис.20. Снижение самолета планированием. При планировании наибольшая дальность планирования

Действующие на самолет силы находятся в равновесии

$$P + G \sin \theta = X;$$

$$G \cos \theta = Y.$$

Отсюда видно, что подъемная сила при снижении меньше веса самолета. Снижения с постоянной скоростью при выключенных двигателях ($P = 0$) называется

$$\operatorname{tg} \theta = \frac{X}{Y} = \frac{1}{K}.$$

Очевидно, что наибольшая дальность планирования получится при полете на $\alpha_{нв}$

$$\operatorname{tg} \theta_{min} = \frac{1}{K_{max}}.$$

§ 4. Набор высоты

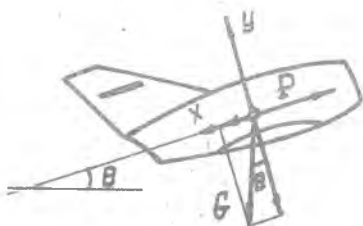


Рис.21. Набор высоты

Условия равновесия при установившемся наборе высоты (рис. 21)

$$P = X + G \sin \theta;$$

$$Y = G \cos \theta.$$

Как видно из условий равновесия, подъемная сила и в этом случае меньше веса самолета. Это получается потому, что часть веса при наборе высоты уравновешивается тягой двигателей.

§ 5. Взлет самолета

Перед тем как подняться в воздух, самолет должен пробежать некоторое расстояние по аэродрому для того, чтобы набрать скорость, при которой подъемная сила крыла уравновесит вес самолета. Самолет с носовым колесом большую часть разбега выпокивает в стояночном положении - на трех точках - лишь в самом конце разбега отклонением руля высоты летчик увеличивает угол атаки и отрывает носовую стойку от земли (точка 2 на рис. 22). В точке 3 самолет полностью отрывается от земли на скорости $V_{отр}$, при которой $\gamma = G$

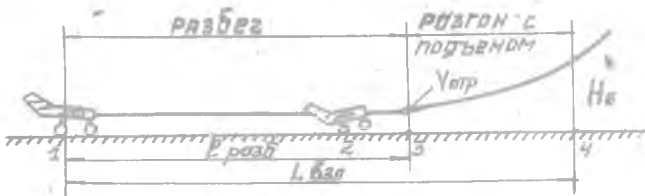


Рис. 22. Взлет самолета

Расстояние, проходимое самолетом от старта до отрыва, называется длиной разбега - $l_{разб}$. Скорость отрыва равна

$$V_{отр} = \sqrt{\frac{2G}{\rho S C_{y_{отр}}}}$$

Для уменьшения этой скорости и сокращения длины разбега выгодно увеличивать несущую способность крыла - $S C_{y_{отр}}$.

После отрыва самолеты с ТРД сразу переходят в режим набора высоты с разгоном. Взлет считается законченным после набора самолетом некоторой безопасности высоты $H_B = 15 + 25$ м (точка 4). Расстояние, проходимое самолетом от старта до набора безопасной высоты, называется взлетной дистанцией - $L_{взл}$.

§ 6. Посадка самолета

Для осуществления посадки летчик при подходе к аэродрому переводит самолет в режим планирования, уменьшая тягу двигателей до определенной величины (рис. 23). Когда до земли остается 10-15 м, летчик нажимает

выравнивать самолет и переводит его в горизонтальный полет. На горизонтальном участке производится гашение скорости самолета до минимально возможной. Уменьшение подъемной силы при торможении компенсируется угла атаки крыла. После достижения максимально допустимого угла атаки

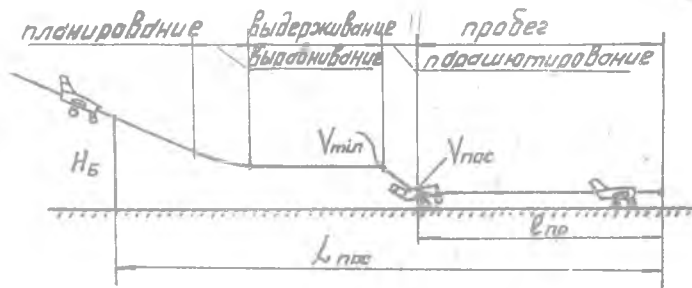


Рис. 23. Посадка самолета

$\alpha_{max}(C_{y_{пос}})$ дальнейшее увеличение его прекращается и самолет парашутирует (проваливается), так как подъемная сила крыла становится меньше веса самолета. Скорость самолета в момент касания земли называется посадочной $V_{пос}$. Эта скорость лишь на несколько процентов меньше минимальной скорости горизонтального полета $V_{мин}$, достигаемой в конце участка выдерживания, когда подъемная сила еще уравновешивает вес самолета.

$$V_{пос} \approx V_{мин} = \sqrt{\frac{2G}{\rho S C_{y_{пос}}}}$$

Для уменьшения посадочной скорости и сокращения длины пробега после посадки $l_{проб}$ и здесь выгодно увеличивать несущую способность крыла - $S C_{y_{пос}}$.

Суммарная длина горизонтального участка, проходимого самолетом после пролета безопасности высоты H_B до полной остановки, называется посадочной дистанцией - $L_{пос}$.

В некоторых случаях посадка самолета осуществляется сразу после выравнивания. Это несколько увеличивает посадочную скорость, но зато сокращает длину посадочной дистанции, так как торможение при пробеге происходит более интенсивно, чем на участке выдерживания.

§ 7. Механизация крыла

Рассматривая взлет и посадку самолета мы видели, что для уменьшения скоростей $V_{отр}$ и $V_{пос}$ и сокращения длины разбега и пробега, необходимо увеличивать несущую способность крыла - $S C_y$. Увеличение несущей способности крыла обеспечивается его механизацией.

К средствам механизации относятся щитки и закрылки, размещаемые по задней кромке крыла между элеронами и фюзеляжем. Для повышения эффективности закрылки выгодно делать выдвижными и щелевыми. На рис.24 показаны выдвижные одно-, двух- и трехщелевые закрылки, а также показано их влияние на коэффициент подъемной силы крыла.

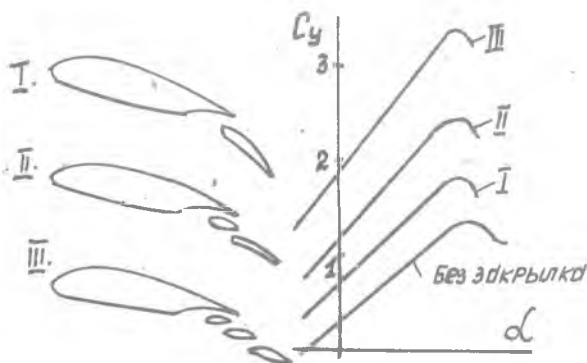


Рис. 24. Щелевые закрылки

Отклонение и выдвижение закрылков увеличивает кривизну профиля и площадь крыла, что приводит к увеличению его несущей способности - $S C_y$. Закрылки отклоняются при взлете и посадке. При взлете угол отклонения выбирается меньше, чем при посадке, чтобы не слишком увеличивать сопротивление при разбеге.

Механизация по передней кромке крыла выполняется в виде предкрылков. В горизонтальном полете предкрылки прижаты к крылу и не работают, а при посадке они отодвигаются от крыла и образуют щель. Воздух, проходя через эту щель, с большой скоростью выдувается на верхнюю поверхность крыла и затягивает возникающий здесь срыв потока на большие углы атаки (рис.25).

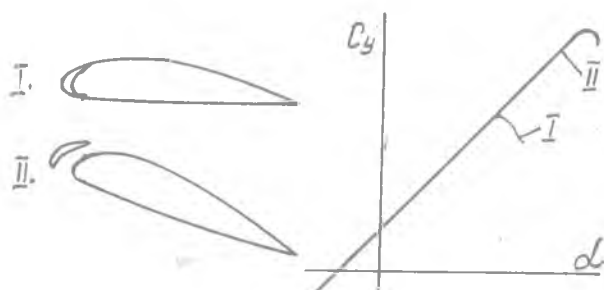


Рис.25. Предкрылок

Влияние комбинированной механизации крыла на коэффициент подъемной силы показано на рис. 26.

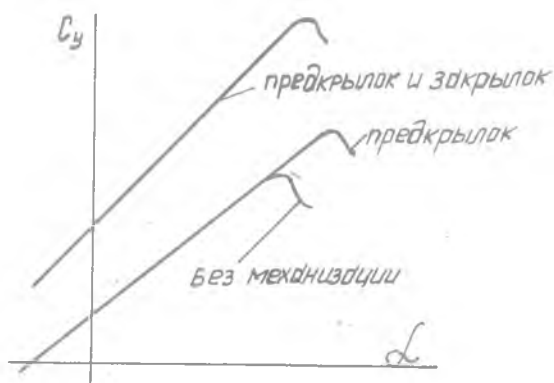


Рис.26. Влияние комбинированной механизации на подъемную силу крыла

ГЛАВА У. АЭРОДИНАМИКА БОЛЬШИХ СКОРОСТЕЙ

§ I. Сжимаемость воздуха. Число М

Рассматривая картину обтекания тел и действующие на эти тела аэродинамические силы мы не учитывали свойство сжимаемости воздуха, считая, что изменение давления и связанное с ними изменение плотности воздуха при небольших скоростях полета пренебрежимо малы. С ростом скорости полета указанное свойство воздуха приводит к все более существенному изменению обтекания и на околозвуковых скоростях полета пренебрегать сжимаемостью воздуха уже нельзя.

Критерием сжимаемости воздуха можно считать скорость звука a , от которой зависит изменение плотности воздуха $\Delta\rho$ при изменении давления на величину Δp

$$\Delta\rho = \frac{\Delta p}{a^2}$$

В полете изменение давления при обтекании Δp тем больше, чем больше скорость полета V . Таким образом, свойство сжимаемости проявляется прямо пропорционально истинной скорости полета и обратно пропорционально скорости звука, т.е. сжимаемость характеризуется отношением $\frac{V}{a}$, которое получило название числа М полета $M = \frac{V}{a}$. Это число является мерой сжимаемости воздуха: чем оно больше, тем больше сжимаемость воздуха.

В полете обтекаемое тело является источником возмущений, вносящим изменения давления и плотности в поток. Такие возмущения распространяются в окружающей тело среде со скоростью звука.

§ 2. Распространение малых возмущений

Рассмотрим точечный источник малых возмущений, который может перемещаться в воздушной среде с различными скоростями (рис. 27).

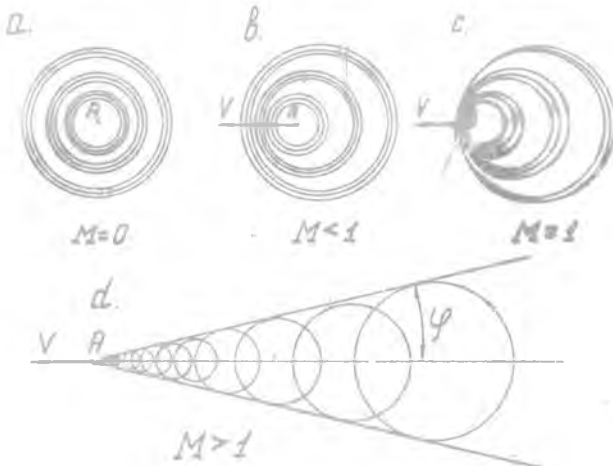


Рис. 27. Распространение малых возмущений

Если источник возмущений неподвижен относительно среды, то возмущения давления, вызывающие лишь малые изменения плотности воздуха, распространяются равномерно во все стороны со скоростью звука в виде сферических волн, на каждой из которых давление, плотность и температура воздуха постоянны (рис. 27, а). Чем больше радиус волны, тем она "старше" и тем меньше вызываемые ею возмущения.

Если источник движется с дозвуковой скоростью ($M < 1$), то фронт волны как бы убегает от источника возмущений со скоростью $(c - V)$, но сам источник все время остается внутри звуковых окружностей (рис. 27, б). При движении со скоростью звука ($M = 1$) источник возмущений все время находится на фронте волны (рис. 27, в). Звуковые волны в пределах образуют линейную волку, перпендикулярную направлению движения, перемещающуюся вместе с источником возмущений. Когда источник движется со сверхзвуковой скоростью ($M > 1$), то он будет обгонять переждаемые им звуковые волны. Обгибающие этих волн образуют поверхность малых возмущений — конус Маха, отделяющий возмущенную часть потока от невозмущенной. Угол при вершине конуса зависит от числа M полета: $\sin \varphi = \frac{1}{M}$.

§ 3. Скачки уплотнения и волновое сопротивление

Если источником возмущений является тело конечных размеров, которое движется со сверхзвуковой скоростью, то переход из невозмущенной области в область возмущенного потока сопровождается резким торможением потока и интенсивным изменением давления, плотности и температуры воздуха на границе возмущений. Переходная зона скачкообразного изменения параметров воздуха называется ударной волной или скачком уплотнения.

Скачки уплотнения могут иметь различную форму. Если обтекаемое тело имеет достаточно острую переднюю кромку, то перед ним возникает косой скачок уплотнения, непосредственно прилегающий к поверхности тела (рис. 28, а). При увеличении угла β сверх некоторого предельного ($\beta > \beta_{кр}$) вершина скачка отодвигается от тела вперед, а сама форма ударной волны вблизи носовой части тела принимает криволинейный характер (рис. 28, в). Такую же форму скачок будет иметь и перед скругленным носком (рис. 28, с). Перед сильно затупленным телом образуется отсоединенный прямой скачок уплотнения, который, так же как и криволинейный, на некотором удалении от носка тела переходит в косой скачок (рис. 28, d). По мере удаления от оси тела интенсивность косых скачков падает и они постепенно переходят в волну малых возмущений.

Толщина скачков уплотнения чрезвычайно мала и имеет порядок длины свободного пробега молекул воздуха - $10^{-4} + 10^{-5}$ мм. Поэтому поток воздуха очень быстро проходит через скачок и изменения в нем параметров воздуха - торможение, увеличение давления и плотности, нагрев - происходят почти мгновенно.

Энергия, затраченная на образование скачка уплотнения, в конечном счете переходит в тепло и рассеивается. Дополнительное сопротивление, связанное с потерей энергии на образование ударных волн (скачков уплотнения), называется волновым сопротивлением.

Интенсивность изменения давления, а следовательно, и волновое сопротивление в прямом скачке всегда выше, чем в косом. Поэтому для уменьшения сопротивления носовые кромки тел, обтекаемых сверхзвуковым потоком, всегда выгодно делать заостренными, чтобы получить на них присоединенный косой скачок уплотнения.

Скачки уплотнения и волновое сопротивление у самолета возникают не только на сверхзвуковых скоростях полета. Мы уже видели, что при обте-

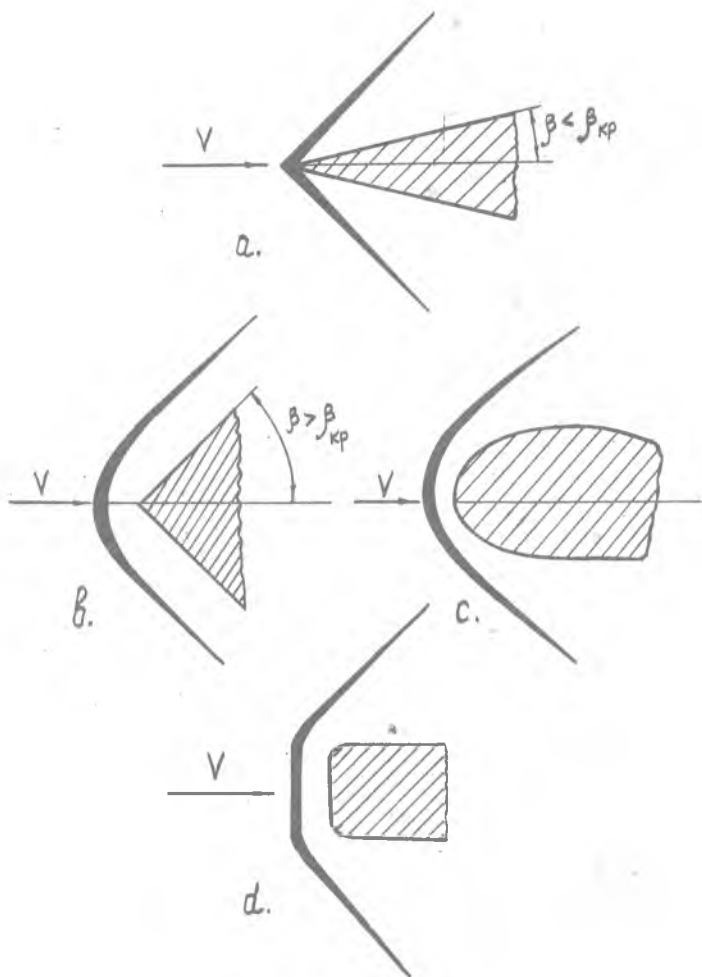


Рис.28. Форма скачков уплотнения

кании профиля крыла на верхней его дужке местная скорость струек воздуха выше скорости набегающего потока. Вследствие этого даже на дозвуковых скоростях полета местные скорости обтекания крыла и других выпуклых частей самолета могут достигать скорости звука, а при дальнейшем разгоне и превышать ее. При этом обратный переход к дозвуковым скоростям у задней кромке профиля сопровождается образованием местных скачков уплотнения и появлением дополнительного сопротивления. Таким образом, волновое сопротивление возникает еще на дозвуковых скоростях полета самолета.

Число M полета, при котором в какой-либо точке тела местная скорость потока достигает скорости звука, называется критическим числом M . Для уменьшения волнового сопротивления всегда следует стремиться к увеличению $M_{кр}$. Достигнуть этого можно соответствующим выбором аэродинамических форм частей самолета, находящихся в потоке. Так, например, для снижения волнового сопротивления крыла рекомендуется уменьшать кривизну и относительную толщину профиля, уменьшать удлинение и увеличивать стреловидность крыла.

На рис. 29 показана примерная зависимость коэффициента волнового сопротивления $C_{xв}$ от числа M полета для различных значений угла стреловидности и относительной толщины профиля крыла.

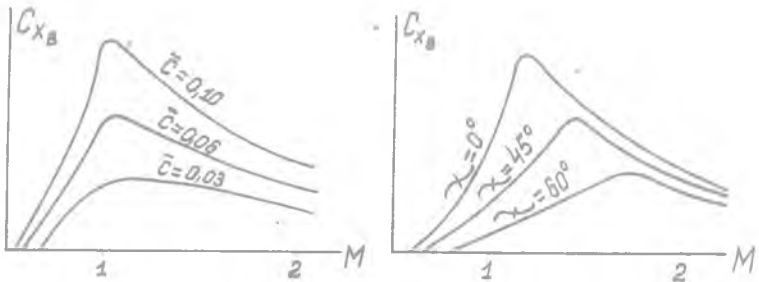


Рис. 29. Зависимость волнового сопротивления крыла от угла стреловидности и толщины профиля

§ 4. Области скоростей полета сверхзвуковых самолетов

Образование сверхзвуковых зон, возникновение скачков уплотнения и появление волнового сопротивления при обтекании тел называется волновым кризисом.

С ростом скорости полета, как правило, изменяется расположение, форма и интенсивность скачков уплотнения, что качественно видоизменяет общую картину обтекания. Поэтому в развитии волнового кризиса при разгоне самолета можно выделить ряд этапов, каждый из которых обладает характерными особенностями и соответствует вполне определенному диапазону скоростей. С этой точки зрения весь диапазон скоростей современных самолетов можно разбить на следующие области.

Дозвуковая область. Охватывает скорости полета от нуля до скоростей, соответствующих критическому числу M . Характеризуется дозвуковым обтеканием на всей поверхности самолета. Влиянием сжимаемости воздуха на аэродинамические характеристики самолета в этой области можно пренебречь.

Трансзвуковая область. Охватывает скорости полета от $M_{кр}$ до скоростей, при которых самолет обтекается полностью сверхзвуковым потоком. Характеризуется смешанным режимом обтекания, когда отдельные участки самолета обтекаются сверхзвуковым потоком, а остальные - дозвуковым. Обычно вначале скачок уплотнения возникает на верхней поверхности крыла. В дальнейшем с ростом скорости он образуется и на нижней поверхности (рис. 30).

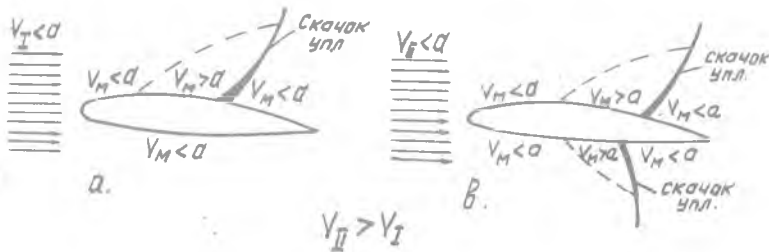


Рис. 30. Скачки уплотнения на крыле.

По мере увеличения скорости полета местные скачки уплотнения на крыле сдвигаются назад и одновременно повышается их интенсивность. В результате волновое сопротивление на закритических скоростях полета возрастает. При $M = 1$ эти скачки смещаются к задним кромкам крыла и превращаются в хвостовые скачки. При $M > 1$ в носовой части профиля образуется головной отсоединенный скачок уплотнения. За этим скачком передняя часть профиля обтекается дозвуковым потоком (рис. 31).



Рис. 31. Смешанное обтекание профиля

плотнения (рис. 32). С ростом числа M угол наклона головного скачка увеличивается, а интенсивность его падает, что приводит к уменьшению волнового сопротивления на сверхзвуковых скоростях (рис. 29). При сверхзвуковом обтекании возмущения, вызванные отклонением рулей, не распространяются вперед и не изменяют картину распределения на впереди лежащей поверхности - стабилизаторе, киле. В результате общее изменение аэродинамической силы при отклонении рулей будет меньше. В предельном управлении падение эффективности руля высоты усугубляется еще тем, что на сверхзвуковой скорости полета фокус крыла смещается назад и повышает, тем самым, продольную устойчивость самолета. Оба эти фактора вместе резко снижают продольную управляемость самолета на сверхзвуковых скоростях. Для получения приемлимых характеристик управляемости в продольном движении на сверхзвуковых самолетах используется цельноповоротное горизонтальное оперение - управляемый стабилизатор.

Гиперзвуковая область. Охватывает большие сверхзвуковые скорости полета, соответствующие числом $M > 4 + 5$. С увеличением числа M

У профиля с заостренным носком головной скачок будет косым и присоединенным.

Сверхзвуковая область

Охватывает скорости полета примерно от $M = 1,2 + 1,4$ до $M = 4 + 5$. Характеризуется сверхзвуковым обтеканием по всей поверхности крыла. В носовой части профиля образуется присоединенный косой скачок уплотнения

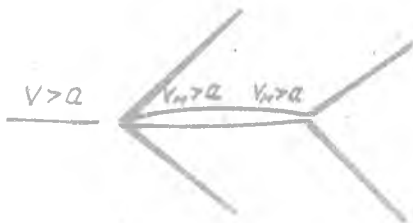


Рис. 32. Сверхзвуковое обтекание профиля

уменьшается угол наклона геловного скачка. Для тонкого тела при $M = 5$ угол наклона равен $\sim 12^\circ$, а при $M = 10$ - всего $5,7^\circ$, т.е. скачок уплотнения приближается к поверхности тела и при больших числах M он становится почти параллельным направлению движения. Это

приводит к сложному взаимодействию скачка с пограничным слоем, в результате чего сильно увеличивается температура в пограничном слое и изменяются физические и химические свойства вблизи поверхности тела - диссоциация молекул на атомы, ионизация атомарного кислорода и азота. Ионизированный воздух химически активен, что может вызвать быстро окисление и разрушение обшивки самолета, если не предусмотреть специальных мер защиты.

§ 5. Аэродинамический нагрев

На околозвуковых и сверхзвуковых скоростях полета нагрев воздуха в скачках уплотнения, а также за счет внутреннего трения в пограничном слое, приводит к нагреву обшивки во всех частях конструкции самолета. Это снижает прочность и жесткость конструкции, затрудняет работу экипажа и оборудования. При больших сверхзвуковых скоростях полета аэродинамический нагрев самолета настолько велик, что приходится отказываться от традиционных конструкционных материалов (алюминиевые, магниевые сплавы) и переходить на более прочные и термостойкие - титановые, бериллиевые сплавы, нержавеющей стали, композиционные материалы и др.

На рис. 33 показана примерная зависимость температуры обшивки самолета от числа M полета.

Повышение прочности конструкции в условиях аэродинамического нагрева можно обеспечить применением термостойких покрытий, теплоизоляции или специальной системой охлаждения элементов конструкции с использованием топлива и других охлаждающих жидкостей.

Для обеспечения нормальных условий работы экипажа и оборудования на сверхзвуковых скоростях полета предусматривается теплоизоляция ка-

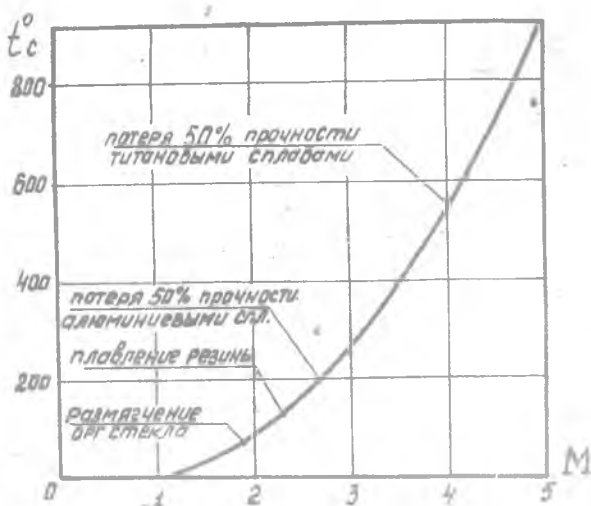


Рис.33.Аэродинамический нагрев обшивки самолета

бин, отсеков оборудования, а также охлаждение подаваемого в них воздуха с помощью высокоэффективных систем кондиционирования.

Литература

1. Горлин С.М. Экспериментальная аэромеханика, "Высшая школа", Москва, 1970.
2. Зоншайн С.И. Аэродинамика и конструкция летательных аппаратов, "Высшая школа", Москва, 1966.
3. Остославский И.В. Аэродинамика самолета "Оборонгиз", Москва, 1957.
4. Зимин Г.В. Практическая аэродинамика и летательные аппараты, "Воениздат", 1969.

О Г Л А В Л Е Н И Е

ГЛАВА I. СВОЙСТВА АТМОСФЕРЫ	
§ 1. Основные параметры воздуха.....	3
§ 2. Изменение параметров воздуха с высотой.....	4
ГЛАВА II. ОСНОВНЫЕ ЗАКОНЫ ДВИЖЕНИЯ ГАЗА	
§ 1. Принцип обращения движения.....	7
§ 2. Уравнение неразрывности.....	7
§ 3. Уравнение Бернулли.....	8
ГЛАВА III. ТЕОРИЯ КРЫЛА	
§ 1. Геометрические параметры крыла.....	9
§ 2. Обтекание крыла.....	10
§ 3. Фокус крыла.....	15
ГЛАВА IV. ДИНАМИКА ПОЛЕТА САМОЛЕТА	
§ 1. Устойчивость и управляемость самолета.....	17
§ 2. Горизонтальный полет.....	21
§ 3. Снижение самолета.....	25
§ 4. Набор высоты.....	25
§ 5. Взлет самолета.....	26
§ 6. Посадка самолета.....	26
§ 7. Механизация крыла.....	28
ГЛАВА V. АЭРОДИНАМИКА БОЛЬШИХ СКОРОСТЕЙ	
§ 1. Сжимаемость воздуха. Число М.....	30
§ 2. Распространение малых возмущений.....	31
§ 3. Скачки уплотнения и волновое сопротивление.....	32
§ 4. Области скоростей полета сверхзвуковых самолетов.....	35
§ 5. Аэродинамический нагрев.....	37
ЛИТЕРАТУРА.....	38

Олег Николаевич Корольков

ТЕОРИЯ ПОЛЕТА

Конспект лекций по курсу
"Основы авиационной и ракетной техники"

Редактор - И.С.Колышева

Техн.редактор - Н.М.Кудяков

Корректор - Л.В.Сидерова

ЕО 00231. Подписано в печать 26/IV-1973 г. Формат 60x84/16.

Объем 2,5 н.л. Тираж 1000 экз. Цена 20коп.

Куйбышевский авиационный институт им. С.П.Королева,
г. Куйбышев, ул. Молодегвардейская, 151.

Ротапринт областной типографии им. Маяки, г.Куйбышев,
ул. Венцека, 60. Заказ № 4701 /