

МИНИСТЕРСТВО ВЫСШЕГО И СРЕДНЕГО СПЕЦИАЛЬНОГО  
ОБРАЗОВАНИЯ РСФСР

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

*О. Н. Корольков*

ТЕОРИЯ ПОЛЕТА.  
ВВЕДЕНИЕ В СПЕЦИАЛЬНОСТЬ

*Учебное пособие*

*2-е издание*

КУЙБЫШЕВ 1982

О. Н. Корольков. *Теория полета. Введение в специальность*. Учебное пособие. — Куйбышев, КуАИ, 1982. — 36 с.

Дается понятие об основных свойствах земной атмосферы и изменении ее параметров с изменением высоты. Излагаются важнейшие законы движения газа. Рассматриваются вопросы обтекания крыла, образования подъемной силы и силы лобового сопротивления. Автор дает понятие об устойчивости, управляемости и способах балансировки самолета; излагает особенности полета на сверхзвуковых скоростях.

Пособие предназначено для студентов спец. 0535, слушающих курс «Введение в специальность».

Рецензенты: Тюхтин П. С., Егер С. М.

Утверждено редакционно-издательским советом института  
12.12.80 г.

# 1. СВОЙСТВА АТМОСФЕРЫ, ВЛИЯЮЩИЕ НА АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ САМОЛЕТА

## 1. ОСНОВНЫЕ ПАРАМЕТРЫ ВОЗДУХА

Воздействие воздушной среды на летательный аппарат и возникающие при этом аэродинамические силы зависят в полете 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* является мерой средней кинетической энергии поступательного движения его молекул. Измеряется в градусах Кельвина  $T = K = ^\circ\text{C} + 273,16$ .

*Плотность воздуха* — это отношение массы воздуха к его объему,  $\text{кг}/\text{м}^3$

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

В аэродинамике часто используется относительная плотность воздуха

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

где  $\rho$  — массовая плотность в действительных условиях;  
 $\rho_0$  — массовая плотность в стандартных условиях у земли.

*Давление воздуха* — предел отношения силы  $\Delta P$ , передаваемой воздухом на элементарную площадку по нормали к ее поверхности, к величине площадки  $\Delta S$ , измеряется в Па

$$P = \frac{dP}{dS}.$$

*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 ИЗМЕНЕНИЕМ ВЫСОТЫ

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* (стратос — 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°С. 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 создаст известные трудности при сравнении характеристик летательных аппаратов, полученных в различных атмосферных условиях. Поэтому при выполнении различного рода аэродинамических исследований и расчетов во всем мире условились 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

их средним значениям в летнее время на средних широтах. В качестве исходных данных для расчета МСА приняты следующие значения параметров на уровне моря: температура 288 К, давление  $p = 1013$  г Па. Изменение температуры и относительной плотности воздуха с высотой в соответствии с МСА показано на рис. 1.

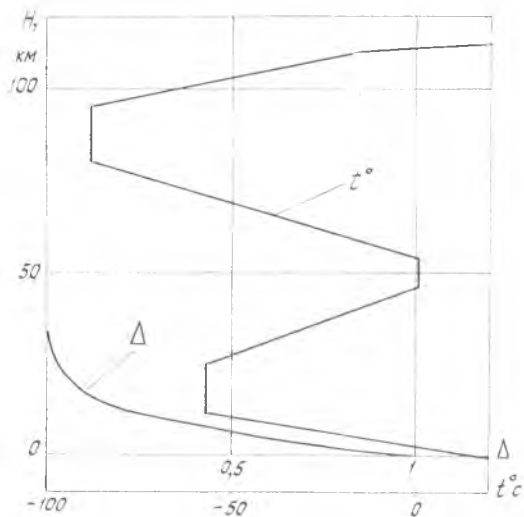


Рис. 1. Изменение температуры и плотности воздуха с изменением высоты

## II. ОСНОВНЫЕ ЗАКОНЫ ДВИЖЕНИЯ ГАЗА

### 1. ПРИНЦИП ОТНОСИТЕЛЬНОСТИ ДВИЖЕНИЯ

В соответствии с принципом относительности 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 прямом движении.

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 в 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



Рис. 2. Изменение параметров воздуха в трубке тока

трубки, называется *струйкой*. 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 струйке можно записать в виде

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

где  $\rho$  — массовая плотность воздуха;

$V$  — скорость течения воздуха;

$F$  — площадь сечения трубки тока.

Для несжимаемого газа

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

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

$$\frac{V_1}{V_2} = \frac{F_2}{F_1}.$$

### 3. УРАВНЕНИЕ БЕРНУЛЛИ

Применим к струйке закон сохранения энергии. Для несжимаемого газа, если отсутствует подвод энергии извне и если пренебречь ввиду малости гидростатическим давлением, полная энергия газа в любом сечении будет складываться из потенциальной энергии статического давления  $p$  и кинетической энергии  $q = \rho \frac{V^2}{2}$ , называемой *скоростным напором*. Постоянство энергии для произвольных сечений струйки запишется

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

Это равенство называется *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 давление в ней уменьшается и наоборот.

## III. ТЕОРИЯ КРЫЛА

### 1. ГЕОМЕТРИЧЕСКИЕ ПАРАМЕТРЫ КРЫЛА

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

- размах крыла —  $l$ ;
- корневая хорда —  $b_{кр}$ ;

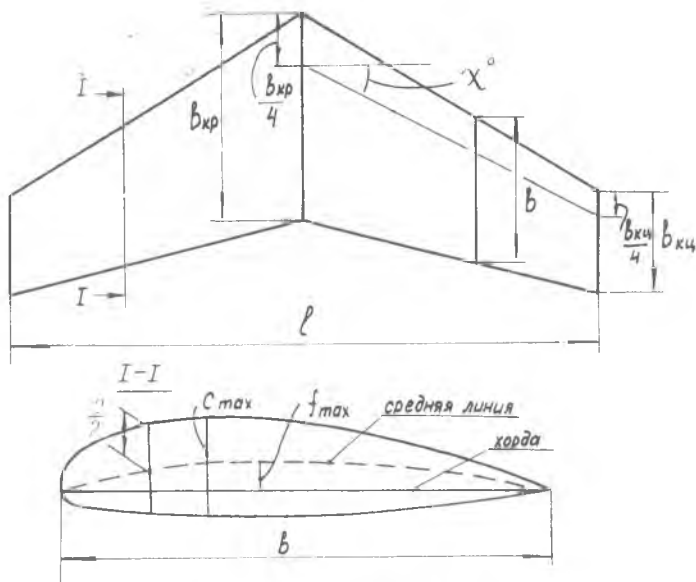


Рис. 3. Геометрия крыла

концевая хорда —  $b_{кч}$ ;

площадь крыла —  $S = \frac{b_{кр} + b_{кч}}{2} l$ ;

сужение крыла —  $\gamma_l = \frac{b_{кр}}{b_{кч}}$ ;

удлинение крыла —  $\lambda = \frac{2l}{b_{кр} + b_{кч}} = \frac{l}{S}$ ;

угол стреловидности крыла —  $\chi^\circ$ ;

относительная толщина профиля крыла —  $\bar{c} = \frac{c_{\max}}{b} 100\%$ ;

относительная кривизна профиля —  $\bar{f} = \frac{f_{\max}}{b}$ ;

для симметричного профиля  $\bar{f} = 0$ .

## 2. ОБТЕКАНИЕ КРЫЛА

Рассмотрим обтекание крыла симметричного профиля не-сжимаемой вязкой жидкостью при нулевом угле атаки (рис. 4). Углом атаки называется угол между хордой крыла и направлением набегающего потока.



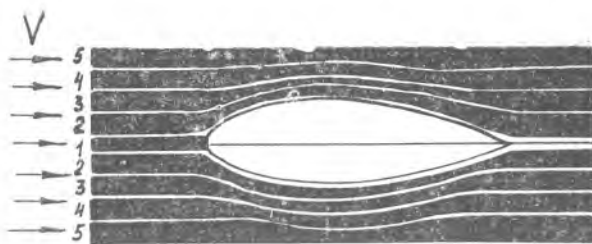


Рис. 4. Схема обтекания симметричного профиля

Разобьем поток на отдельные струйки 1, 2, 3... К каждой из них можно применить закон неразрывности и уравнение Бернулли. Струйка 1, 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  $q = \rho \frac{v^2}{2}$ .

Соседние струйки 2, натываясь 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). В результате по мере удаления от точки А (рис. 5) давление уменьшается и в некоторой точке В избы-

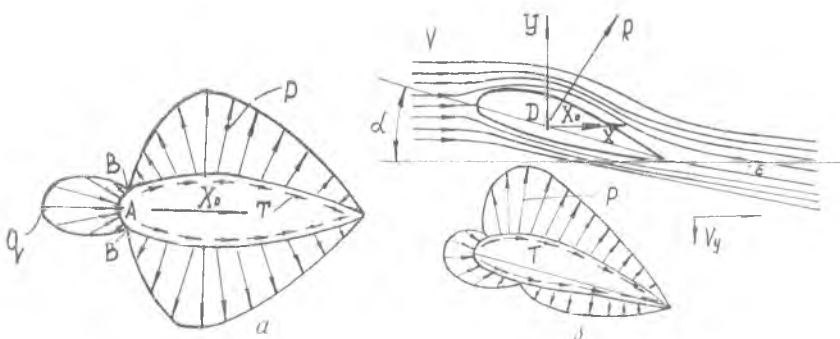


Рис. 5. Изменение избыточного давления и сил трения по контуру профиля при симметричном обтекании — а и несимметричном — б

точное давление становится равным нулю. За точкой  $B$  на профиле получается разрежение. К концу профиля сечение струек снова увеличивается и разрежение уменьшается. Примерная картина распределения избыточного давления  $p$  по поверхности профиля показана на рис. 5, а.

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  $X_0$ , 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  $\alpha$  к набегающему потоку (рис. 5 б).

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, которые обычно определяются экспериментально и зависят от формы профиля и от угла атаки крыла (рис. 6).

Угол атаки, соответствующий  $C_{y \text{ макс}}$ , 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 на-

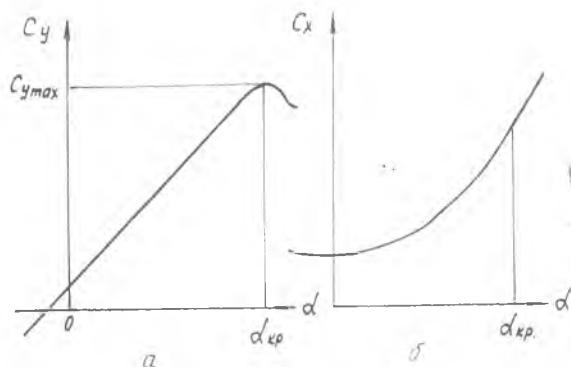


Рис. 6. Зависимость коэффициентов подъемной силы **а** и лобового сопротивления — **б** от угла атаки крыла

зывается *аэродинамическим качеством*  $K = \frac{Y}{X} = \frac{C_y}{C_x}$ , которое также зависит от угла атаки (рис. 7).

Угол атаки, при котором качество максимально, называется *наивыгоднейшим углом атаки* —  $\alpha_{нв}$ . Горизонтальный полет на  $\alpha_{нв}$  требует минимальной тяги двигателей.

Кривые (см. рис. 6) 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. 8). 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  $\beta$  характеризует аэродинамическое качество ( $\text{tg } \beta = K$ ). Очевидно, что касательная к поляре, проведенная из начала координат ( $\beta_{\text{макс}}$ ), определит *наивыгоднейший угол атаки*  $\alpha_{нв}$ .

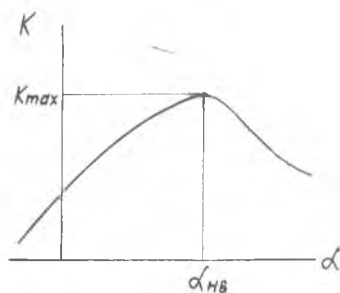


Рис. 7. Зависимость аэродинамического качества от угла атаки

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

$$X = X_0 = C_{x0} S \rho \frac{V^2}{2}.$$

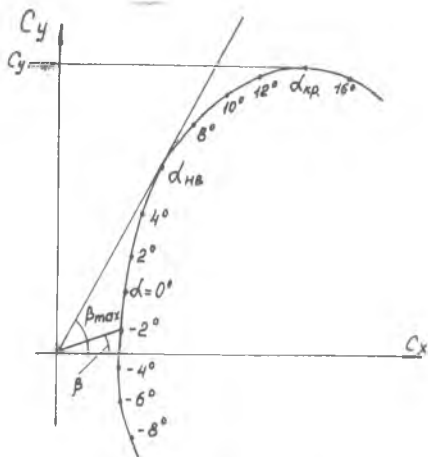


Рис. 8. Поляра крыла

Если  $C_y$  отлично от нуля, сопротивление больше  $X_0$  и его можно представить в виде суммы  $X = X_0 + X_i$ , где  $X_i$  — индуктивное сопротивление, так как его появление связано с индуцированием подъемной силы. Индуктивное сопротивление и затраты энергии на его преодоление в сильной степени зависят от удлинения крыла. Это видно из следующего.

При образовании подъемной силы поток воздуха за крылом отклоняется вниз на угол  $\epsilon$  (см. рис. 6),

который называется *углом схода потока*.

В результате воздух, обтекающий крыло, получает вертикальную скорость  $V_y$ . Отбрасывание воздуха вниз создает реактивную силу — подъемную силу крыла, которая пропорциональна произведению массы отбрасываемого воздуха  $m$ , на скорость  $V_y$ . Потребную величину подъемной силы можно получить при различных соотношениях между  $m_i$  и  $V_y$ . Величина массы отбрасываемого воздуха  $m_i$  зависит от размаха (удлинения) крыла. Таким образом, при увеличении удлинения крыла можно уменьшать  $V_y$  и наоборот. Изменение  $V_y$  можно обеспечить изменением угла атаки.

С другой стороны, создание  $V_y$  требует определенных затрат энергии, которая расходуется на придание воздуху кинетической энергии  $\frac{m_i V_y^2}{2}$ . При условии  $m_i V_y \sim Y$  эта энергия будет минимальной при наименьшей величине  $V_y$ , а следовательно, при наибольшей  $m_i$ . Отсюда следует, что для уменьшения энергетических затрат на создание подъемной силы и преодоление индуктивного сопротивления, т. е. уменьшения

потребной тяги двигателей, всегда выгодно увеличивать удлинение (размах) крыла. Это требование особенно важно для самолетов большой дальности полета.

### 3. ПОНЯТИЕ О ФОКУСЕ КРЫЛА И САМОЛЕТА

Равнодействующая аэродинамических сил  $R = R_a$  (см. рис. 5) пересекает хорду крыла в определенной точке  $D$ , которая называется *центром давления*. При увеличении угла атаки равнодействующая растет, а центр давления смещается вперед (точки 1, 2, 3... на рис. 9, 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

$$M_0 = R_a d_a = \text{const.}$$

Эта точка называется *фокусом крыла* (точка  $\Phi$  на рис. 9, а).

Учитывая указанное свойство фокуса крыла, можно считать, что на любом угле атаки  $\alpha$  на крыло действует сила  $R_x$ , приложенная в фокусе и зависящая от угла атаки, и постоянный для всех  $\alpha$  момент  $M_0$  (рис. 9, б).

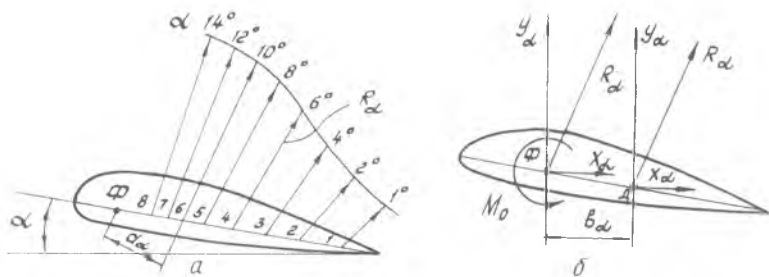


Рис. 9. Определение положения фокуса крыла

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

$$M_0 = Y_x b_x = \text{const.},$$

где  $b_x$  — плечо подъемной силы  $Y_x$  относительно фокуса крыла.

При изменении угла атаки на величину  $\Delta\alpha$  подъемная сила, приложенная в фокусе, изменится на какую-то величину  $\Delta Y$ , а момент  $M_0$  при этом останется постоянным. Следо-

вательно, *фокус крыла* — это точка, в которой прикладывается приращение подъемной силы при изменении угла атаки.

Аналогичную точку, в которой прикладывается приращение подъемной силы при изменении угла атаки, можно найти не только для изолированного крыла, но и для всего самолета в целом. Эта точка называется фокусом самолета. За счет влияния других частей самолета, главным образом горизонтального оперения, фокус самолета не совпадает с фокусом крыла, а сдвинут в сторону горизонтального оперения.

#### IV. ДИНАМИКА ПОЛЕТА САМОЛЕТА

##### 1. УСТОЙЧИВОСТЬ САМОЛЕТА И УПРАВЛЯЕМОСТЬ ИМ

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 самолета можно рассматривать отдельно относительно трех координатных осей, проходящих через центр масс самолета (рис. 10).

Движение в продольной плоскости относительно оси  $Z$  называется продольным, относительно оси  $X$  — поперечным, относительно оси  $Y$  — путевым.

Рассмотрим продольное движение самолета и поясним, 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

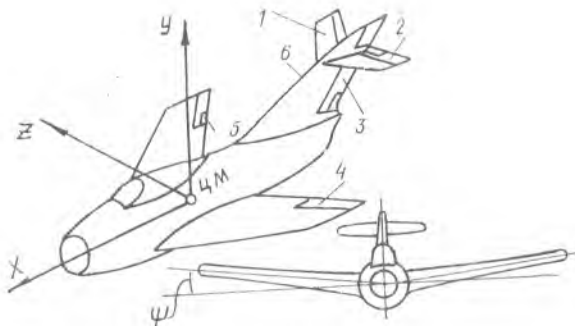


Рис. 10. Рулевые поверхности самолета

постоянным углом атаки. Такой 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. 11,а) требует выполнения трех условий: 1—сила тяги должна уравновешивать лобовое сопротивление самолета;

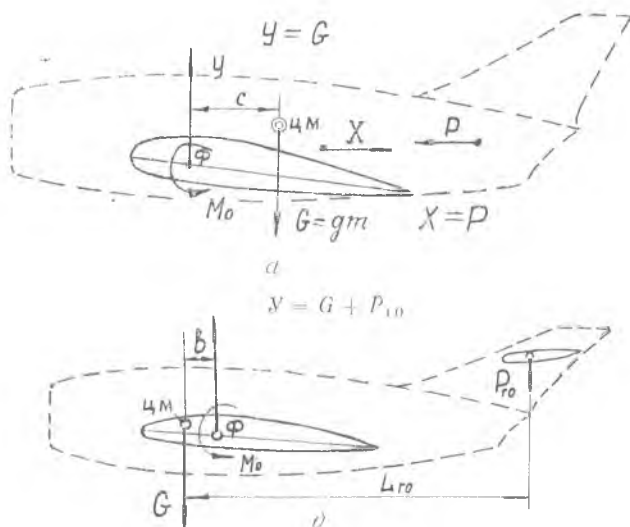


Рис. 11. Продольное уравновешивание самолета без горизонтального — а и с горизонтальным — б оперением

2 — подъемная сила крыла должна уравновешивать силу веса самолета  $G$ ; 3 — сумма моментов всех сил относительно центра масс должна равняться нулю.

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

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

$$Yc = Gc = M_0.$$

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 приложено в фокусе и даст относительно центра масс момент, направленный на дальнейшее увеличение угла атаки. Случайное уменьшение угла атаки приведет к уменьшению подъемной силы и даст дополнительный пикирующий момент, также уведящий 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 масс самолета. Это означает, что для обеспечения устойчивости центр масс необходимо размещать впереди фокуса самолета. Но при таком взаимном расположении центра масс и фокуса нарушается равновесие моментов. Чтобы его восстановить, приходится на самолете устанавливать горизонтальное оперение 1,2 и создавать на нем уравновешивающую (балансирующую) силу  $P_{1,0}$  (рис. 11, б).

$$(G + P_{1,0}) b + M_0 = P_{1,0} L_{1,0}.$$

Таким образом, горизонтальное оперение является средством продольной балансировки устойчивого самолета. Легко убедиться, что у самолета с горизонтальным оперением



(см. рис. 11, б) случайные изменения угла атаки вызывают появление дополнительных моментов, возвращающих самолет к исходному режиму.

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

Продольную балансировку можно обеспечить и без горизонтального оперения путем применения специальных S-образных профилей крыла, у которых хвостовая часть отогнута вверх и на ней создается уравновешивающая сила  $P_{хв}$ .

$$M_0 + (G + P_{хл})b = P_{хв}L_{хв}.$$

Такие профили используются для самолетов типа «бесхвостка» и «летающее крыло» (рис. 12). Однако из-за малого плеча  $L_{хв} < L_{го}$  такой способ балансировки связан с большей потерей подъемной силы  $P_{хв} > P_{го}$ , что потребует для уравновешивания силы веса и  $P_{хв}$  большей площади крыла и большего угла атаки  $Y = G + P_{хв}$ . Если горизонтальное оперение поместить впереди крыла, то балансировочная сила будет направлена вверх, что обеспечит более высокое аэродинамическое качество самолета. Такая схема самолета получила название «утка».

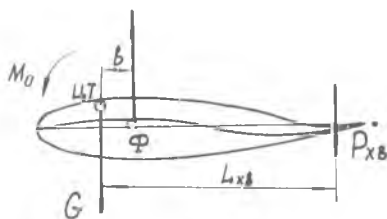


Рис. 12. Уравновешивание крыла с S-образным профилем

Самолет должен обладать устойчивостью и относительно осей  $Y$  и  $X$ . Путевая устойчивость самолета обеспечивается вертикальным оперением 6 и 7, а поперечная — соответствующим выбором угла поперечного  $V$  крыла (угол  $\varphi$  на рис. 10).

Управляемость самолета в полете обеспечивается аэродинамическими рулями, расположенными на хвостовом оперении и на концах крыла (см. рис. 10). Отклонением этих рулей летчик создает неуравновешенные моменты, поворачивающие самолет относительно центра масс, что приводит к изменению аэродинамических сил, действующих на самолет, и к искривлению траектории полета.

Продольная управляемость создается рулем высоты 2, путевая — рулем направления 3, поперечная — элеронами 4.

Для отклонения рулей в кабине летчика установлены командные рычаги управления, связанные с рулями 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 движением летчика. Отклонением ручки управления вперед самолет вводится в пикирование, а движением назад — в набор высоты. Отклонением 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 балансировочные отклонения рулей, уравнивающие самолет на заданном режиме, создают постоянно действующие усилия на командных рычагах, которые быстро утомляют летчика. Для снятия этих балансировочных усилий управления на рулях устанавливаются триммеры 5.

Триммер представляет собой небольшую поверхность, шарнирно закрепленную в хвостовой части руля (см. рис. 10). С помощью дополнительного привода летчик отклоняет триммер в сторону, противоположную отклонению основного руля, и уменьшает усилия управления до нуля.

На сверхзвуковых скоростях полета эффективность продольного управления снижается. Поэтому у сверхзвуковых самолетов продольное управление обеспечивается не рулем высоты, а *цельноповоротным горизонтальным оперением (управляемым стабилизатором)*. На тяжелых самолетах применяется комбинация руля высоты и *переставного стабилизатора*.

Рассмотрим теперь наиболее важные режимы полета самолета.

## 2. ГОРИЗОНТАЛЬНЫЙ ПОЛЕТ

В установившемся горизонтальном полете самолет сбалансирован относительно центра масс, поэтому можно все силы, действующие на самолет, перенести в центр масс, 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. 13.

Условия равновесия

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

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

или

Считаем, что сила веса  $G$ , размеры самолета ( $S$ ) и его поляра нам известны. Тогда для принятой высоты полета ( $\rho$ ) можно определить требуемую тягу двигательной установки  $P_n$ , обеспечивающую установившийся горизонтальный полет на любой заданной скорости  $V$ . Делается это в такой последовательности: из первого уравнения равновесия находится требуемое значение коэффициента подъемной силы, обеспечивающего полет на заданной скорости

$V$ ,  $C_{y_n} = \frac{2G}{S\rho V^2}$ ; по

полюре отыскивается соответствующий ему коэффициент сопротивления  $C_{x_n}$  и угол атаки  $\alpha_n$ ; вычисляется величина тяги, необходимая для горизонтального полета со скоростью  $V$

$$P_n = C_{x_n} S \rho \frac{V^2}{2}.$$

Зависимость требуемых тяг от скорости полета можно представить в виде графика (рис. 14).

Как видно из этого графика, при уменьшении скорости полета угол атаки крыла должен увеличиваться. Максимально допустимому углу атаки  $\alpha_{\max}$  соответствует минимальная скорость горизонтального полета —  $V_{\min}^*$ . Полет на  $\alpha_{\text{пв}}$  требует минимальной тяги двигателей. Соответствующая этому углу скорость полета называется наимыгоднейшей —  $V_{\text{пв}}$ ; этот режим обеспечивает наибольшую продолжительность полетов самолетов с ТРД.

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

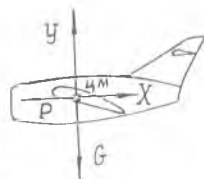


Рис. 13. Силы, действующие на самолет в горизонтальном полете

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

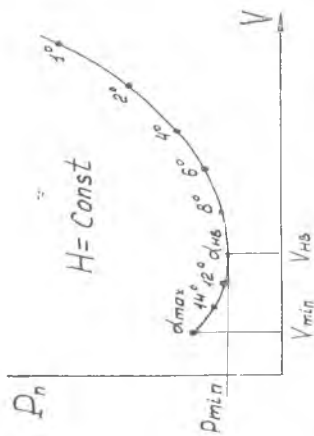


Рис. 14. Диаграмма потребных тяг для горизонтального полета

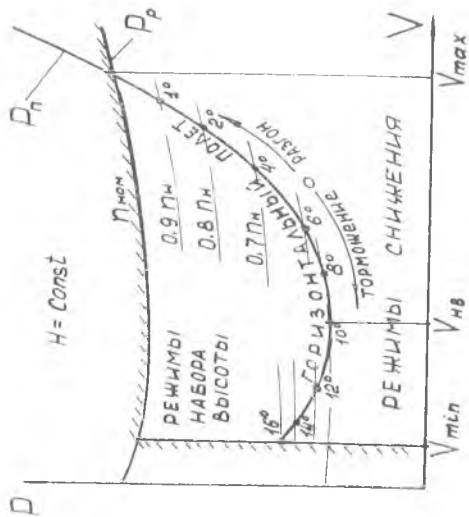
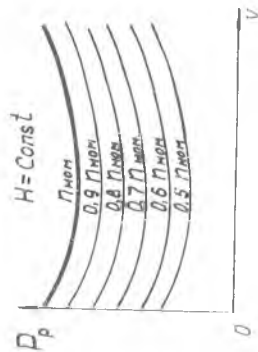


Рис. 15. Диаграмма располагаемых тяг

Рис. 16. Объединенная диаграмма потребных и располагаемых тяг

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. 15.

Совместим кривые потребных и располагаемых тяг на одной диаграмме (рис. 16). 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 на соответствующем угле атаки. На номинальном режиме  $n_{ном}$ , очевидно, скорость горизонтального полета на данной высоте будет максимальной  $V_{макс}$ .

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

Точно так же и при скоростях, меньших  $V_{макс}$ , 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. 17).

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

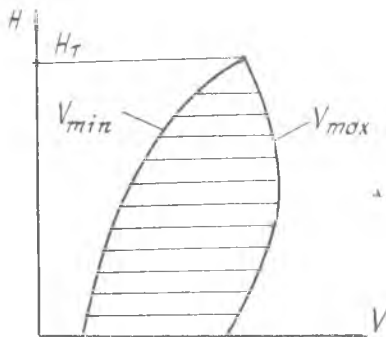


Рис. 17. Диапазон скоростей полета самолета по высотам

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  $V_{нв}$  до  $V_{макс}$  угол атаки уменьшается (командный рычаг управления отклоняется 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  $V_{мин}$  требует некоторого увеличения тяги при одновременном увеличении угла атаки.

### 3. СНИЖЕНИЕ САМОЛЕТА

Рассмотрим установившийся режим снижения самолета с углом к горизонту  $\Theta$  (рис. 18).

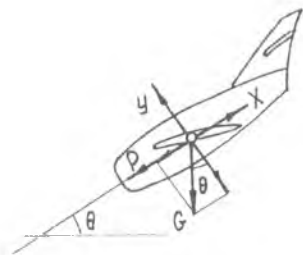


Рис. 18. Силы, действующие на самолет при снижении

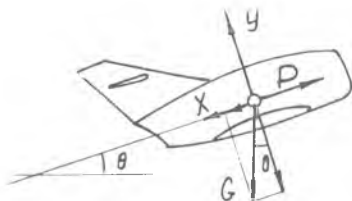


Рис. 19. Силы, действующие на самолет при наборе высоты

Действующие на самолет силы находятся в равновесии

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

$$G \cdot \cos \Theta = Y.$$

Отсюда видно, что подъемная сила при снижении меньше веса самолета. Снижение с постоянной скоростью при выключенных двигателях ( $P = 0$ ) называется планированием. При планировании  $\operatorname{tg} \Theta = \frac{X}{Y} = \frac{1}{K}$ . Очевидно, что наибольшая дальность планирования получится при полете на  $a_{нв}$ .

$$\operatorname{tg} \Theta_{мин} = 1/K_{макс}.$$

#### 4. НАБОР ВЫСОТЫ

Условия равновесия при установившемся наборе высоты (рис. 19)

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

$$Y = G \cos \Theta.$$

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 выполняет 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. 20). В точке 3 самолет

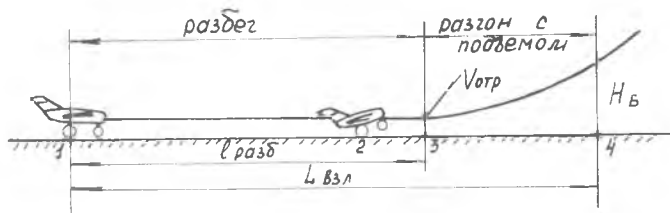


Рис. 20. Схема взлета самолета

полностью отрывается от земли на скорости  $V_{отр}$ , при которой  $Y = G$ . Расстояние, проходимое самолетом от старта до отрыва, называется длиной разбега —  $l_{разб}$ . Скорость отрыва равна

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

Для уменьшения этой скорости и сокращения длины разбега выгодно увеличивать несущую способность крыла —  $SC_{y_{отр}}$ .

После отрыва самолеты с ТРД сразу переходят в режим набора высоты с разгоном. Взлет считается законченным

после набора самолетом некоторой безопасной высоты  $H_B = 15 \div 25$  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. 21). Когда до земли остается 10—15 м, летчик начинает выравнивать самолет и переводит его в горизонтальный полет. На горизонтальном участке производится гашение скорости самолета до минимально возможной. Уменьшение подъемной силы при торможении компенсируется увеличением угла атаки крыла.

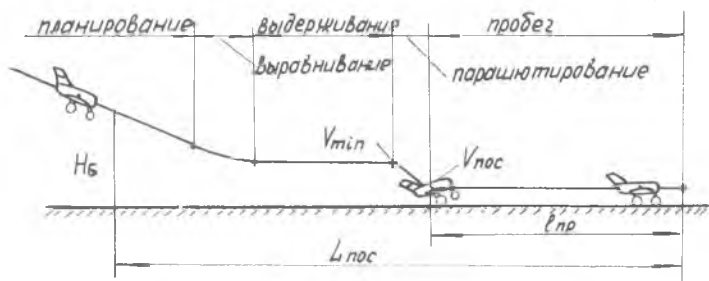


Рис. 21. Схема посадки самолета

После достижения максимально допустимого угла атаки  $\alpha_{\max}(C_{y \text{ пос}})$  дальнейшее увеличение его прекращается и самолет парашютирует (проваливается), так как подъемная сила крыла становится меньше силы веса самолета. Скорость самолета в момент касания земли называется посадочной  $V_{\text{пос}}$ . Эта скорость лишь на несколько процентов меньше минимальной скорости горизонтального полета  $V_{\text{мин}}$ , достигаемой в конце участка выдерживания, когда подъемная сила еще уравнивает силу веса самолета

$$V_{\text{пос}} \approx V_{\text{мин}} = \sqrt{\frac{2G}{\rho SC_{y \text{ пос}}}}$$

Для уменьшения посадочной скорости и сокращения длины пробега после посадки  $l_{\text{проб}}$  и здесь выгодно увеличивать несущую способность крыла —  $SC_{y \text{ пос}}$ .



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

Для самолетов с ТРД посадка обычно 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  $V_{\text{отр}}$  и  $V_{\text{пос}}$  и сокращения длины разбега и пробега необходимо увеличивать несущую способность крыла —  $SC_y$ . 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. 22 показаны выдвижные одно-, двух- и трехщелевые закрылки, а также показано их влияние на коэффициент подъемной силы крыла.

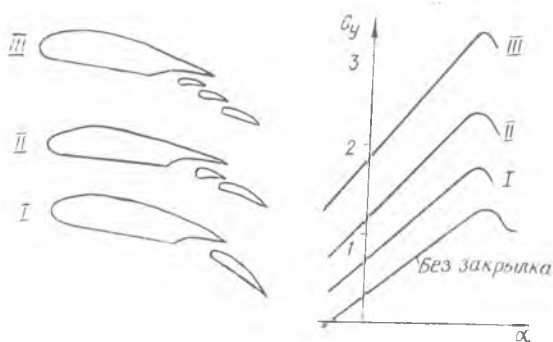


Рис. 22. Схема выдвижных щелевых закрылков

Отклонение и выдвижение закрылков увеличивает кривизну профиля и площадь крыла, что приводит к увеличению его несущей способности —  $SC_y$ . 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. 23). Влияние комбинированной механизации крыла на коэффициент подъемной силы показано на рис. 24.

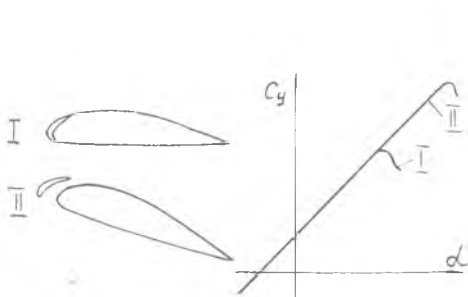


Рис. 23. Схема щелевого предкрылка

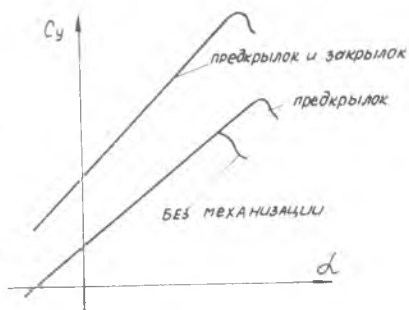


Рис. 24. Влияние комбинированной механизации на подъемную силу крыла

## V. АЭРОДИНАМИКА БОЛЬШИХ СКОРОСТЕЙ

### 1. 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 ним 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  $\Delta p$

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

В полете изменение давления при обтекании  $\Delta p$  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  $M$  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. 25).

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 воз-

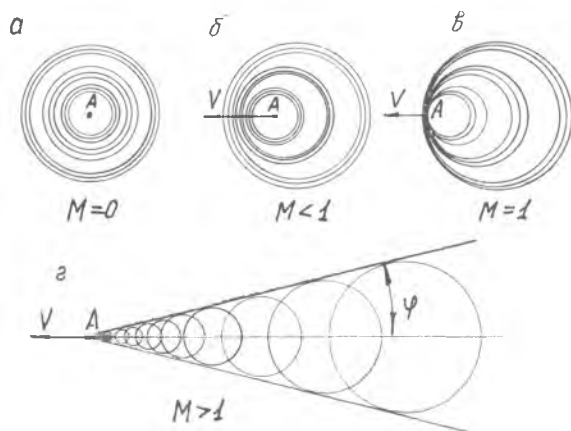


Рис. 25. Схема распространения малых возмущений

духа постоянны (рис. 25, 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 ( $a - V$ ), но сам источник все время остается внутри звуковых окружностей (рис. 25, б). При движении со скоростью звука ( $M = 1$ ) источник возмущений все время находится на фронте волны (рис. 25, в). Звуковые волны в пределе образуют линейную волну, перпендикулярную к направлению движения, перемещающуюся вместе с источником возмущений. Когда источник движется со сверхзвуковой скоростью ( $M > 1$ ), то он будет обгонять порождаемые им звуковые волны. Огибающие этих волн образуют поверхность малых возмущений — конус Маха, отделяющий возмущенную часть потока от невозмущенной (рис. 25, г). 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 возникнет *косой скачок уплотнения*, непосредственно прилегающий к поверхности тела (рис. 26, а). При увеличении угла  $\beta$  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. 26, б). Такую же форму скачок будет иметь и перед скругленным носком (рис. 26, в). 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. 26, г). По мере удаления от оси тела интенсивность косых скачков падает и они постепенно переходят в волну малых возмущений.

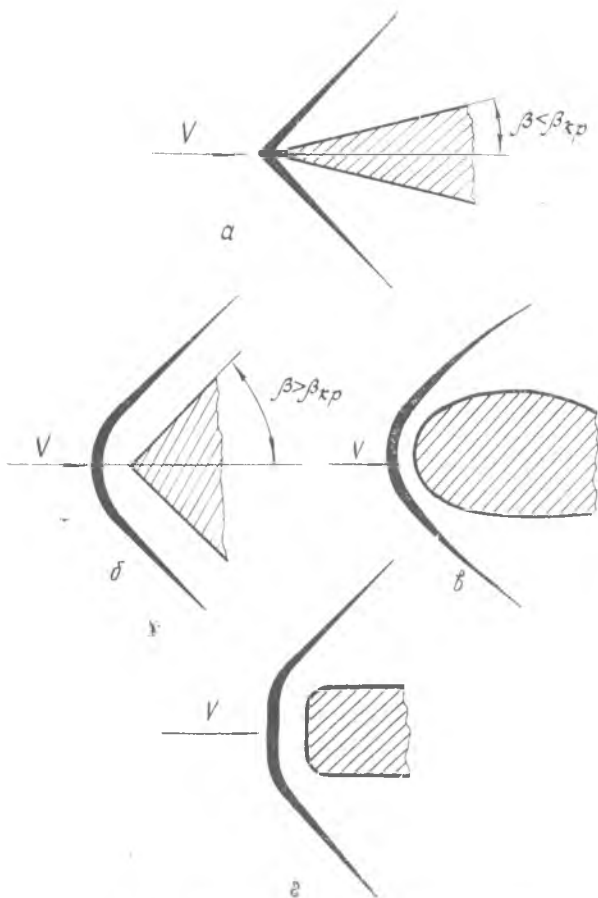


Рис. 26. Форма скачков уплотнения

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 (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 об-

разование 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, обтекаемые сверхзвуковым потоком, всегда выгодно делать заостренными, чтобы получить в них присоединенный косой скачок уплотнения.

Скачки уплотнения и волновое сопротивление у самолета возникают не только на сверхзвуковых скоростях полета. Мы уже видели, что при обтекании профиля крыла на верхней его дуге 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 кромки профиля сопровождается образованием местных скачков уплотнения и появлением дополнительного сопротивления. Таким образом, *волновое сопротивление возникает еще на дозвуковых скоростях полета самолета*.

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

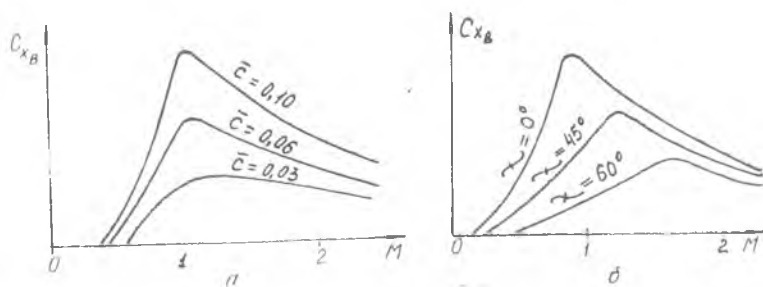


Рис. 27. Зависимость волнового сопротивления крыла от толщины профиля — а и угла стреловидности — б

толщину профиля, уменьшать удлинение и увеличивать стреловидность крыла.

На рис. 27 показана примерная зависимость коэффициента волнового сопротивления  $C_{xв}$  от числа  $M$  полета для различных значений угла стреловидности и относительной толщины профиля крыла.

#### 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  $M_{кр}$  и 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  $M_{р}$  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 (рис. 28, а). В дальнейшем с ростом скорости он образуется и на нижней поверхности (рис. 28, б).

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 за-

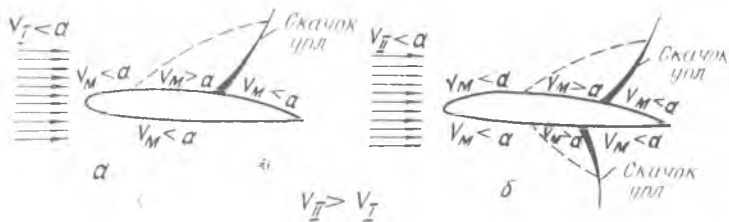


Рис. 28. Схема скачков уплотнения на крыле

тупленного профиля (дозвуковой профиль) образуется головной отсоединенный скачок уплотнения. За этим скачком передняя часть профиля обтекает дозвуковым потоком (рис. 29). У профиля с заостренным носом (сверхзвуковой профиль) головной скачок будет косым и присоединенным.

*Сверхзвуковая область.* Охватывает скорости полета примерно от  $M = 1,2 \div 1,4$  до  $M = 4 \div 5$ . Характеризуется сверхзвуковым обтеканием по всей поверхности крыла. В носовой части профиля образуется присоединенный косой скачок уплотнения (рис. 30). С ростом числа  $M$  угол наклона головного скачка увеличивается, а интенсивность его падает, что приводит к уменьшению волнового сопротивления на сверхзвуковых скоростях (см. рис. 27). 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 продольном управлении падение эффективности руля высоты усугубляется еще и тем, что на сверхзвуковой скорости полета фокус самолета смещается назад и повышает тем самым продольную устойчи-

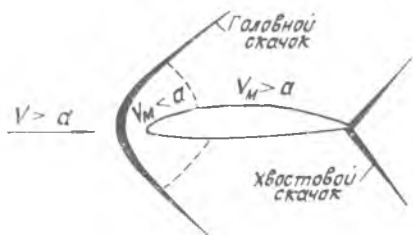


Рис. 29. Смешанное обтекание профиля

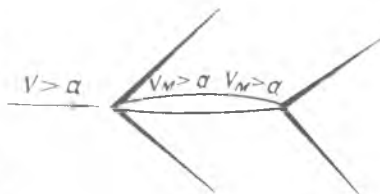


Рис. 30. Схема сверхзвукового обтекания профиля



вость самолета. Оба эти фактора вместе резко снижают продольную управляемость самолета на сверхзвуковых скоростях. Для получения приемлемых характеристик управляемости в продольном движении на сверхзвуковых самолетах используется цельноповоротное горизонтальное оперение — *управляемый стабилизатор*.

Гиперзвуковая область. Охватывает большие сверхзвуковые скорости полета, соответствующие числам  $M > 4 \div 5$ . С увеличением числа  $M$  уменьшается угол наклона головного 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 воздуха вблизи поверхности тела — диссоциация молекул на атомы, ионизация атомарного кислорода и азота.

Ионизированный воздух химически активен, что может вызвать быстрое 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 внутреннее трение в пограничном слое приводят к нагреву обшивки и всех частей конструкции самолета. Это снижает прочность и жесткость конструкции, затрудняет работу экипажа и оборудование. 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 теплостойкие (титановые сплавы, нержавеющие стали, композиционные материалы и др.).

На рис. 31 показана примерная зависимость температуры обшивки самолета от числа  $M$  полета.

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

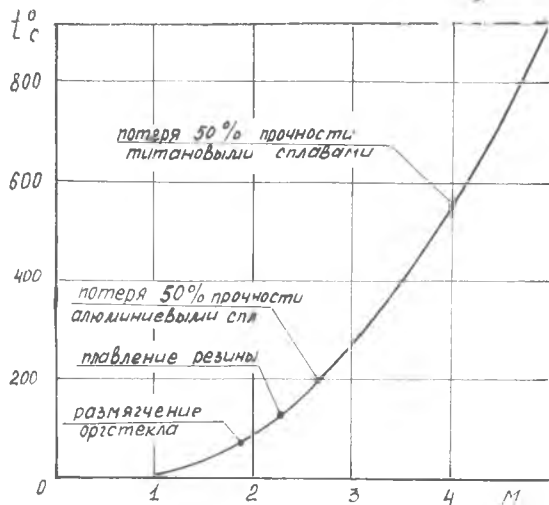


Рис. 31. Диаграмма аэродинамического нагрева обшивки самолета

Для обеспечения нормальных условий работы экипажа и оборудования на сверхзвуковых скоростях полета предусматривается теплоизоляция кабин, отсеков оборудования, а также охлаждение подаваемого в них воздуха с помощью высокоэффективных систем кондиционирования.

Таким образом, мы рассмотрели основные положения теории полета на дозвуковых и сверхзвуковых скоростях полета. Подробное изучение законов аэродинамики будет излагаться в спецкурсах.

### Литература

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

## ОГЛАВЛЕНИЕ

I. Свойства атмосферы, влияющие на аэродинамические характеристики самолета . . . . .	3
1. Основные параметры воздуха . . . . .	3
2. Изменение параметров воздуха с изменением высоты . . . . .	4
II. Основные законы движения газа . . . . .	6
1. Принцип относительности движения . . . . .	6
2. Уравнение неразрывности . . . . .	6
3. Уравнение Бернулли . . . . .	7
III. Теория крыла . . . . .	7
1. Геометрические параметры крыла . . . . .	7
2. Обтекание крыла . . . . .	8
3. Понятие о фокусе крыла и самолета . . . . .	13
IV. Динамика полета самолета . . . . .	14
1. Устойчивость самолета и управляемость им . . . . .	14
2. Горизонтальный полет . . . . .	18
3. Снижение самолета . . . . .	22
4. Набор высоты . . . . .	23
5. Взлет самолета . . . . .	23
6. Посадка самолета . . . . .	24
7. Механизация крыла . . . . .	25
V. Аэродинамика больших скоростей . . . . .	26
1. Сжимаемость воздуха. Число М . . . . .	26
2. Распространение малых возмущений . . . . .	27
3. Скачки уплотнения и волновое сопротивление . . . . .	28
4. Области скоростей полета сверхзвуковых самолетов . . . . .	31
5. Аэродинамический нагрев . . . . .	33
Литература . . . . .	34

**Олег Николаевич Корольков**

**ТЕОРИЯ ПОЛЕТА**

Конспект лекций

Редактор Л. Соколова  
Техн. редактор Н. Каленюк  
Корректор Н. Куприянова

Темплан 1982 г., поз. 74

Сдано в набор 16.06.82 г. Подписано в печать 13.07.82г.  
ЕО00387. Формат 60×84<sup>1/16</sup>. Бумага писчая белая.  
Гарнитура литературная. Печать высокая.  
Усл. п. л. 2,09. Уч.-изд. л. 2,0. Тираж 1000 экз. Заказ № 581. Цена 10 к.

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

---

Типография УЭЗ КуАИ, г. Куйбышев, ул. Ульяновская, 18.