

Г. С. А Р О Н И Н

П
РАКТИЧЕСКАЯ
АЭРОДИНАМИКА

Г. С. АРОНИН

ПРАКТИЧЕСКАЯ АЭРОДИНАМИКА

*УЧЕБНИК
ДЛЯ ЛЕТНОГО СОСТАВА*

ВОЕННОЕ ИЗДАТЕЛЬСТВО
МИНИСТЕРСТВА ОБОРОНЫ СССР .

Москва — 1962

**Доцент, кандидат технических наук
инженер-полковник Г. С. АРОНИН**

«ПРАКТИЧЕСКАЯ АЭРОДИНАМИКА»
(учебник для летного состава)

Книга предназначена для летного состава ВВС, владеющего элементарными знаниями в области теории и техники полета и знакомого с физикой и математикой в объеме программы средней школы.

В книге изложены аэродинамические, летно-тактические и пилотажные свойства самолетов с турбореактивными двигателями, причем особое внимание уделено сверхзвуковым самолетам. Приведенные в книге цифровые примеры, графики и таблицы, касающиеся сверхзвуковых самолетов, являются результатом расчетов, основанных на опубликованных в печати материалах. Некоторые цифровые данные и графики, имеющие универсальный характер, могут быть применены для всех реактивных самолетов.

Книга может быть полезной слушателям военных академий, курсантам летных и авиационно-технических училищ, а также летному составу ГВФ и ДОСААФ.

ВВЕДЕНИЕ

Среди авиационных наук видное место принадлежит науке о законах, управляющих полетом самолета,— аэродинамике самолета.

Знание аэродинамики самолета одинаково важно как для авиационных конструкторов и инженеров, так и для летного и командного состава авиации. Конструктор, пользуясь законами и методами аэродинамики, имеет возможность выбрать наилучшие формы и размеры проектируемого самолета и рассчитать его летные характеристики. Инженер, руководящий технической эксплуатацией и обслуживанием самолетов, обязан отчетливо понимать зависимость летных свойств самолетов от условий их эксплуатации, ремонта и наземного обслуживания. Летчик должен овладеть этой наукой для того, чтобы сознательно управлять самолетом, добиться полного использования его летных данных. Для авиационного командира большое значение имеет умение анализировать летные свойства самолетов, находить наиболее выгодные способы их боевого применения с учетом летно-тактических данных авиационной техники противника.

Аэродинамику самолета в изложении для летного состава авиации принято называть практической аэродинамикой.

Настоящий Учебник рассчитан на летчиков реактивной авиации. Он предназначен для самостоятельного изучения ими практической аэродинамики, а также для подготовки руководителей к занятиям с летным составом.

В инструкциях летчику по пилотированию и эксплуатации конкретных типов самолетов подробно излагаются правила выполнения различных эволюций в полете, приводятся необходимые цифровые данные. Однако там, естественно, не может быть дано теоретического обоснования этих правил и данных. Настоящий Учебник должен помочь летчику разобраться в сущности возникающих в полете явлений, чтобы сознательно выполнять предписания инструкции.

Летно-тактические возможности каждого самолета определяются его аэродинамическим совершенством, весовыми данными и характеристиками двигательной установки.

Использование этих возможностей нередко связано с приближением к предельно допустимым режимам полета, которые устанавливаются для каждого типа самолета из соображений безопасности полета. Глубокое понимание аэродинамики, летно-тактических и пилотажных свойств современных самолетов позволяет летному составу полнее использовать возможности авиационной техники, соблюдая при этом меры безопасности полета.

Для успешного изучения и усвоения практической аэродинамики нужно твердо знать физику и математику в объеме программы средней школы. Знание практической аэродинамики помогает успешному овладению тактикой, самолетоводением, теорией воздушной стрельбы и другими дисциплинами.

В первом разделе Учебника излагаются основные сведения о том, как и почему возникают аэродинамические силы, действующие на самолет в полете, и о факторах, влияющих на эти силы.

Второй раздел посвящен летно-тактическим свойствам современных самолетов. Здесь рассматривается движение самолета под действием приложенных к нему сил и на этой базе определяются его летные свойства — скорость полета, скороподъемность, маневренность, взлетно-посадочные характеристики, дальность и продолжительность полета. При этом большое внимание уделяется зависимости летных данных самолетов от условий их применения — высоты, полетного веса, температуры наружного воздуха и т. д. Хорошо понимая влияние различных факторов на летно-тактические характеристики самолета, можно не только определить технически наивыгоднейшие режимы и профиль полета, но, если нужно, и отказаться от них, обоснованно выбрав другие, обеспечивающие в данной обстановке наиболее успешное выполнение боевой задачи.

В третьем разделе разбираются пилотажные свойства современных самолетов. Сначала рассматриваются основные сведения о равновесии, устойчивости и управляемости самолета, а затем более детально — устойчивость и управляемость в различных случаях полета. Знание пилотажных свойств важно летчикам для полноты реализации летно-тактических возможностей самолета и обеспечения безопасности полета.

Современная авиация располагает самолетами, летающими быстрее звука. В связи с этим во всех разделах и главах Учебника рассматриваются характеристики сверхзвуковых самолетов. Однако сверхзвуковому самолету приходится летать и на дозвуковых скоростях. Существуют еще и дозвуковые самолеты. Поэтому в книге отводится соответствующее место и дозвуковым скоростям полета.

В Учебнике рассматриваются самолеты с турбореактивными двигателями, наиболее распространенные в современной военной авиации. Однако многие положения справедливы для самолетов и с другими двигателями.



РАЗДЕЛ I

СИЛЫ, ДЕЙСТВУЮЩИЕ НА САМОЛЕТ

ГЛАВА I

МЕХАНИЧЕСКИЕ СВОЙСТВА ВОЗДУХА И ВОЗДУШНОГО ПОТОКА

При движении самолета в воздухе возникают силы, которые называют аэродинамическими. Их образование связано с определенными механическими свойствами воздуха, проявляющимися при движении, а именно: инертностью, сжимаемостью и вязкостью.

Инертностью называется стремление тела сохранить состояние покоя или прямолинейного и равномерного движения. Мера инертности тела является его масса.

Инертность воздуха удобно оценивать его массовой плотностью, которая равна массе одного кубического метра воздуха. Чем больше массовая плотность воздуха, тем он инертнее.

Сжимаемостью называется свойство среды увеличивать свою массовую плотность при повышении давления и уменьшать плотность при понижении давления.

Вязкостью называется свойство среды сопротивляться сдвигу одних ее слоев относительно других (соседних), проявляющееся в возникновении между этими слоями внутреннего трения.

§ 1. Основы молекулярной теории газов

Все тела — твердые, жидкие и газообразные — состоят из молекул. В газообразных телах расстояния между молекулами значительно больше размеров самих молекул, поэтому взаимное притяжение молекул почти отсутствует. Однако размеры молекул столь малы, что, несмотря на относительно большие промежутки между ними, в одном кубическом микроне газа (т. е. в миллиардной доле кубического миллиметра) содержится при нормальных атмосферных условиях почти $3 \cdot 10^7$ молекул.

Каждая молекула обладает некоторой массой. Произведение этой массы на число молекул в 1 м^3 газа представляет собой массовую плотность газа ρ . Масса молекулы пропорциональ-

на молекулярному весу данного вещества. Поэтому при равном количестве молекул в единице объема газы с меньшим молекулярным весом имеют и меньшую массовую плотность. Например, молекулярный вес водорода равен 2, а кислорода 16; значит, массовая плотность последнего в 8 раз выше массовой плотности водорода.

Молекулы газа движутся непрерывно и беспорядочно (хаотически). Скорость движения достигает сотен, а иногда и тысяч метров в секунду. Можно считать, что каждая молекула газа движется прямолинейно и равномерно до тех пор, пока не столкнется с другой молекулой или с поверхностью тела (стенкой сосуда, поверхностью самолета и т. п.). При столкновении величина и направление скорости молекулы изменяются, после чего молекула снова движется равномерно и прямолинейно до нового столкновения. При нормальных атмосферных условиях каждая молекула воздуха испытывает около 7,5 млрд. столкновений в секунду, при этом средняя длина ее пробега между столкновениями составляет менее $\frac{1}{10}$ микрона. Молекула, движущаяся поступательно, обладает кинетической энергией $\frac{m_m v^2}{2}$ (m_m — масса молекулы; v — скорость ее движения).

В смеси газов (например, в воздухе) средние кинетические энергии молекул с разными массами одинаковы: при столкновении тяжелой молекулы с легкой последняя отскакивает с большей скоростью, чем первая; при этом меньшая масса компенсируется большей скоростью. Средняя кинетическая энергия хаотического поступательного движения молекулы пропорциональна степени нагретости, или абсолютной температуре газа, т. е.

$$\left(\frac{m_m v^2}{2} \right)_{\text{ср}} = cT,$$

где T — абсолютная температура;

c — коэффициент пропорциональности.

Если считать массы всех молекул одинаковыми, то получим следующее выражение средней скорости молекулы:

$$v_{\text{ср}} = \sqrt{\frac{2c}{m_m} \cdot T}.$$

Следовательно, средняя скорость молекул пропорциональна корню квадратному из абсолютной температуры.

Для воздуха при $T = 288^\circ$ абс., т. е. при температуре $t = +15^\circ \text{C}$, $v_{\text{ср}} \approx 500$ м/сек.

Охлаждение газа означает уменьшение кинетической энергии беспорядочного движения молекул. Полное прекращение беспорядочного движения соответствует абсолютному нулю температуры.

Сложные молекулы, состоящие из нескольких атомов, обладают кинетической энергией не только поступательного, но и вращательного движения, которое также является беспорядочным. У двух-

атомных молекул (азота, кислорода, водорода) энергия вращательного движения составляет 40%, а у многоатомных (углекислый газ, водяной пар) — 50% всей энергии хаотического движения.

Суммарную кинетическую энергию молекулярного движения газа можно рассматривать как его внутреннюю энергию. Она так же, как и энергия поступательного движения молекул, пропорциональна абсолютной температуре газа.

Заметим, что внутренняя энергия некоторой массы данного газа зависит только от его температуры и не зависит от объема, в который этот газ заключен, т. е. от его плотности.

Направление движения какой-либо молекулы в данный момент случайно, причем в покоем газе все направления равновероятны. Практически можно полагать, что в данном объеме газа в каждый момент времени в любом направлении движется одинаковое количество молекул. За секунду каждый квадратный метр поверхности сосуда, заключающего газ, или тела, находящегося в газе, подвергается одному и тому же числу ударов молекул. Отскакивая, молекулы оказывают на поверхность силовое воздействие — давление. Хотя из-за шероховатости поверхности и беспорядочности движения молекул направление отскока каждой из них может быть случайным, суммарная сила давления направлена перпендикулярно к поверхности, поскольку все боковые направления равновероятны. Количественно давление оценивается силой, приходящейся на 1 м^2 поверхности.

Величина давления определяется из таких соображений. Пусть молекула движется перпендикулярно к стенке со скоростью v (рис. 1.01). Количество ее движения равно $m_M v$. После отскока от стенки при абсолютно упругом ударе количество движения равно $-m_M v$. Таким образом, при ударе количество движения молекулы в направлении, перпендикулярном к стенке, изменилось на величину $2 m_M v$.

Если 1 м^2 поверхности за 1 сек испытывает N таких ударов молекул, имеющих среднюю скорость v , то общее изменение количества движения за 1 сек выразится величиной $2 m_M v N$. На основании второго закона Ньютона сила будет равна секундному изменению количества движения. Таким образом, сила, действующая на 1 м^2 , т. е. давление, равняется

$$p = 2 N m_M v.$$

Очевидно, величина N тем больше, чем больше молекул находится в объеме, прилегающем

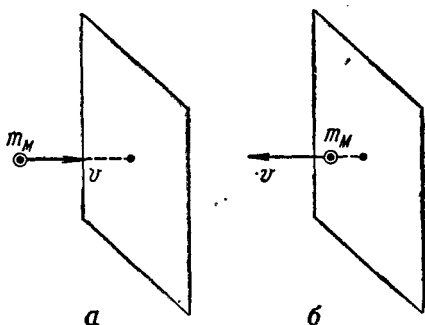


Рис. 1.01. Движение молекулы газа: а — до удара о поверхность стенки; б — после отскока от стенки

к поверхности, и чем быстрее они оборачиваются, т. е. чем выше их средняя скорость v . Количество молекул в 1 м^3 газа равно массе этого газа (т. е. плотности ρ), поделенной на массу одной молекулы, которая пропорциональна молекулярному весу газа μ . Значит, можно написать:

$$N = c_1 \frac{\rho}{\mu} v,$$

где c_1 — коэффициент пропорциональности.

Подставив это выражение в предыдущую формулу, получим

$$p = 2c_1 \frac{\rho}{\mu} m_m v^2.$$

Но, как мы знаем,

$$\frac{m_m v^2}{2} = cT,$$

следовательно,

$$p = 4cc_1 \frac{\rho T}{\mu}.$$

Как показывают расчеты, произведение первых трех постоянных коэффициентов для всех газов равно $8300 \text{ м}^2/\text{сек}^2 \cdot \text{град}$. Значит,

$$p = \frac{8300}{\mu} \rho T.$$

Полученное выражение называется уравнением состояния газов. Для воздуха средний молекулярный вес $\mu = 29$ и уравнение состояния имеет такой вид:

$$p = 286 \rho T, \quad (1.01)$$

где p — давление, $\text{кг}/\text{м}^2$;

ρ — массовая плотность воздуха, $\text{кг} \cdot \text{сек}^2/\text{м}^4$.

Из уравнения состояния вытекают как частные случаи известные законы Бойля-Мариотта и Гей-Люссака, открытые в свое время опытным путем. Так, при неизменной температуре давление прямо пропорционально плотности, т. е. обратно пропорционально объему, занимаемому определенной массой газа (закон Бойля-Мариотта). Если нагревать газ при постоянном давлении, то произведение ρT остается неизменным. Это означает, что объем газа растет пропорционально абсолютной температуре (закон Гей-Люссака).

Пользуясь уравнением состояния, можно по любым двум показателям (параметрам), характеризующим состояние газа, вычислить третий. Пусть, например, известно, что температура воздуха равна $+15^\circ \text{С}$, а давление 760 мм рт. ст. , что соответствует $10332 \text{ кг}/\text{м}^2$ (из физики известно, что $1 \text{ мм рт. ст.} \approx 13,6 \text{ кг}/\text{м}^2 = 13,6 \text{ мм вод. ст.}$), тогда плотность воздуха

$$\rho = \frac{p}{286T} = \frac{10332}{286(273 + 15)} \approx 0,125 \text{ кг} \cdot \text{сек}^2/\text{м}^4.$$

Такие расчеты представляют практический интерес, так как давление и температура воздуха могут быть просто измерены приборами, чего нельзя сказать о плотности.

Итак, воздух не является сплошной, непрерывной средой; он состоит из молекул, разделенных промежутками. Правда, непрерывное столкновение молекул, их постоянное взаимодействие при огромной частоте этих столкновений и ничтожности длин свободного пробега молекул по сравнению с размерами самолета и его частей позволяют рассматривать воздух как сплошную среду и объяснять различные явления, не прибегая к молекулярной теории.

Рассматривая воздух как сплошную среду, мы будем считать, что его отдельные «частицы» плотно соприкасаются друг с другом. Но при этом под «частицей», как бы мала она ни была, мы будем понимать не молекулу, а совокупность огромного числа молекул, заключенных в объеме частицы и находящихся в беспрерывном хаотическом движении независимо от того, движется сама частица или находится в покое.

Когда мы говорим, что частица движется в некотором направлении с какой-то скоростью, то подразумеваем, что средняя скорость молекул этой частицы в данном направлении наибольшая и превышает среднюю скорость в поперечных направлениях на величину скорости частицы. В покоящейся же частице средние скорости молекул во всех направлениях одинаковы.

Каждая частица воздуха обладает массой, равной сумме масс заключенных в ней молекул; хотя имеется непрерывный обмен молекулами между частицами, их массы оказываются практически неизменными во времени. Взаимодействие между частицами выражается в виде сил давления, возникающих от ударов молекул. Кроме того, при движении частиц между ними могут возникать и силы трения, происхождение которых будет объяснено ниже.

§ 2. Краткая характеристика атмосферы

Температура и давление, а следовательно, и плотность воздуха, окружающего земной шар, зависят от ряда факторов.

Чем больше высота, тем меньше вес столба вышерасположенного воздуха, а значит, меньше давление. Это обстоятельство используется при измерении в полете высоты барометрическим высотомером: приборная высота соответствует определенному давлению воздуха.

Уменьшение давления сопровождается и уменьшением плотности, как это следует из формулы (1.01), причем темпы уменьшения этих показателей по мере увеличения высоты не совпадают, потому что одновременно изменяется и температура воздуха. Температура и давление воздуха на данной высоте зависят от географических координат, времени года и суток, от погоды. Многочисленными наблюдениями и исследованиями установлены некоторые средние закономерности изменения с высотой температуры и дав-

ления воздуха, а следовательно, и его плотности, которые приняты в качестве стандартных. Соответствующие данные в виде таблицы стандартной атмосферы (приложение 1) широко используются при аэродинамических расчетах, градуировке авиационных приборов и т. д.

Как видно из таблицы, на уровне моря (или «у земли») стандартными атмосферными условиями являются: температура $t = +15^\circ \text{C}$ ($T = 288^\circ \text{ абс.}$), барометрическое давление $p = 10\,332 \text{ кг/м}^2$ и плотность воздуха $\rho \approx 0,125 \text{ кг} \cdot \text{сек}^2/\text{м}^4$; последняя рассчитана по формуле (1.01).

В нижнем слое земной атмосферы, тропосфере, которая для стандартных условий простирается до высоты $H = 11 \text{ км}$, температура по мере подъема уменьшается на $6,5^\circ$ на каждый километр высоты. Выше начинается стратосфера. Здесь температура до высоты $25\text{—}30 \text{ км}$ считается постоянной и равной $t = -56,5^\circ \text{C}$. Для больших высот стандартные характеристики атмосферы еще не узаконены, но имеются уже достаточно надежные данные, основанные на исследованиях атмосферы аэростатами, ракетами, а также косвенными методами. Согласно этим данным с высоты $25\text{—}30 \text{ км}$ температура начинает возрастать, достигая на высотах около 50 км величины, близкой к 0°C . Далее начинается новое понижение температуры, и на высотах $70\text{—}90 \text{ км}$ она равна приблизительно -75°C . Выше 90 км температура опять начинает расти, становясь на высоте 200 км более $+500^\circ \text{C}$.

Падение плотности воздуха с высотой означает увеличение средней длины свободного пробега молекул. У земли эта длина составляет около $0,1$ микрона, а на высоте 200 км выражается сотнями метров. Если до высот, исчисляемых немногими десятками километров, длины свободного пробега молекул настолько малы, что можно рассматривать воздух как сплошную среду, то на высотах более 100 км эти длины становятся соизмеримыми с длиной летательного аппарата или даже могут быть значительно больше ее. В таких условиях воздушная среда практически состоит из свободных молекул, т. е. молекул, воздействие которых на летательный аппарат почти не связано со взаимодействием (соударениями) самих молекул. Как показали теоретические исследования, некоторые особенности аэродинамики, связанные с увеличением длины свободного пробега молекул, могут ожидать уже при полетах на высотах более 40 км .

§ 3. Проявление инертности воздуха в воздушном потоке. Закон Бернулли

Из определения термина «инертность» вытекает, что инертность воздуха, рассматриваемого как сплошная среда, может проявиться лишь в том случае, когда его частицы испытывают изменение величины или направления скорости. При этом инертность проявляется в виде понижения или повышения давления,

Пусть, например, в сечении 1—1 (рис. 1.02) скорость частиц потока воздуха или жидкости равна V_1 , а переместившись в сечение 2—2, частицы движутся с большей скоростью, равной V_2 .

Но частицы обладают инертностью (имеют массу) и в соответствии со вторым законом Ньютона могут получать ускорение только под действием силы, направленной в сторону движения.

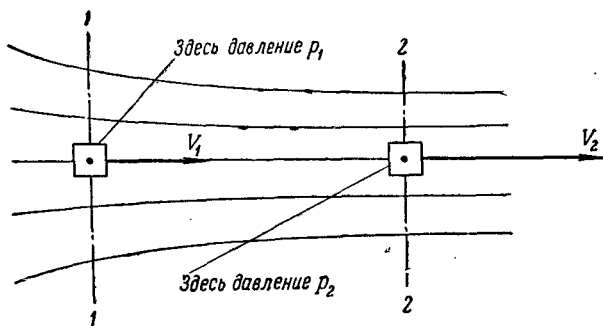


Рис. 1.02. Струя переменного сечения

Значит, на рассматриваемом участке струи позади частиц давление должно быть больше, чем впереди частиц, т. е. в сечении 1—1 оно выше, чем в сечении 2—2.

Итак, наименьшее давление получается там, где скорость наибольшая, и наоборот. В этом состоит сущность закона Бернулли.

Нетрудно найти количественную связь между приростом скорости и изменением давления. Рассмотрим на рис. 1.03 участок горизонтальной струи, имеющий очень малую длину Δx , среднее поперечное сечение f , плотность ρ , среднюю скорость V . Прирост скорости (он будет очень малым) на этом участке обозначим ΔV , а прирост давления Δp . Приросты могут быть и положительными и отрицательными.

По второму закону Ньютона ускорение j равно отношению силы к массе; в потоке, текущем горизонтально без трения, сила создается разностью давлений p и $p + \Delta p$, которая равна $-\Delta p$; поэтому можно написать, что

$$j = \frac{-f \cdot \Delta p}{\rho f \cdot \Delta x} = -\frac{\Delta p}{\rho \cdot \Delta x}.$$

Знак «минус» показывает, что если прирост давления положительный, т. е. давление растет

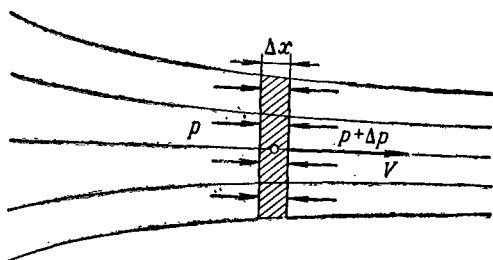


Рис. 1.03. К выводу уравнения Бернулли

по течению, то поток будет тормозиться, ускорение получится отрицательным. И наоборот, при отрицательном приращении давления, т. е. при понижении давления, ускорение становится положительным.

Как и ускорение, разные знаки может иметь и прирост скорости ΔV , равный произведению ускорения на время движения. Так как участок Δx частицы проходят за время $\frac{\Delta x}{V}$, то

$$\Delta V = j \frac{\Delta x}{V} = - \frac{\Delta p}{\rho \cdot \Delta x} \cdot \frac{\Delta x}{V},$$

откуда

$$\Delta p = - \rho V \cdot \Delta V. \quad (1.02)$$

Нетрудно видеть, что при возрастании скорости, т. е. при положительном ΔV , давление падает, — Δp получается отрицательным, и что для одного и того же ΔV прирост давления тем больше, чем больше плотность ρ и скорость V . Уравнение (1.02) является наиболее простым математическим выражением закона Бернулли.

Для примера рассчитаем изменение давления для участка воздушного потока, на котором скорость возросла со 195 до 205 м/сек при средней плотности воздуха $\rho = 0,1 \text{ кг} \cdot \text{сек}^2/\text{м}^4$. Как видим, на участке средняя скорость $V = 200 \text{ м/сек}$, $\Delta V = 205 - 195 = 10 \text{ м/сек}$, поэтому

$$\Delta p = - 0,1 \cdot 200 \cdot 10 = - 200 \text{ кг/м}^2.$$

Следовательно, давление уменьшилось на 200 кг/м^2 .

Уравнение (1.02) является формой уравнения Бернулли, справедливой как для несжимаемых жидкостей, так и для сжимаемых газов. В этом его достоинство.

Недостатком этой формы является то, что она пригодна для расчета изменения давления и скорости только лишь на очень коротких участках потока. Конечно, длинный участок всегда можно разделить на короткие, но это усложняет расчеты. Существуют формы уравнения Бернулли, удобные для расчетов изменения давления и скорости на больших участках потока. Для несжимаемых и сжимаемых сред эти формы разные. Для потока несжимаемой жидкости, текущего горизонтально без трения, уравнение Бернулли имеет следующий вид:

$$\frac{\rho V_1^2}{2} + p_1 = \frac{\rho V_2^2}{2} + p_2. \quad (1.03)$$

Здесь обозначения величин те же, что и на рис. 1.02.

Величина $\frac{\rho V^2}{2}$ называется скоростным напором. Уравнение (1.03) говорит о том, что сумма скоростного напора и статического давления одинакова во всех сечениях потока. Если в уравнении (1.02) под V по-

нимать среднее арифметическое между V_1 и V_2 , то по обоим уравнениям результаты расчетов получаются одинаковыми.

Для потока сжимаемого газа математическая связь между V_1 , V_2 , p_1 и p_2 будет более сложной, чем в уравнении (1.02). Приведем без вывода уравнение Бернулли для воздушного потока с учетом сжимаемости воздуха:

$$\frac{p_2}{p_1} = \left(1 + \frac{V_1^2 - V_2^2}{2000T_1} \right)^{3,5}.$$

Это уравнение справедливо в том случае, когда на пути между сечениями 1—1 и 2—2 поток не испытывает трения и ударов. Под T_1 понимается абсолютная температура воздуха в сечении 1—1.

§ 4. Сжимаемость воздуха

Говоря о сжимаемости воздуха, мы рассматриваем его как сплошную среду и имеем в виду, что частицы воздуха уменьшают свой объем при повышении давления и увеличивают при понижении, что означает соответственно повышение или понижение плотности воздуха.

Количественно оценивать сжимаемость можно либо абсолютным $\Delta\rho$, либо относительным $\frac{\Delta\rho}{\rho}$ приростом плотности, приходящимся на единицу прироста давления Δp , вызвавшего этот прирост плотности. Воспользуемся первым способом. Тогда мерой сжимаемости будет отношение $\frac{\Delta\rho}{\Delta p}$.

Рассчитать эту величину очень просто в том случае, если при сжатии или расширении воздуха его температура остается неизменной (такой процесс называется *изотермическим*). Действительно, по уравнению состояния (1.01) до сжатия

$$p = 286T\rho,$$

а после сжатия при сохранении прежней температуры

$$p + \Delta p = 286T(\rho + \Delta\rho).$$

Вычитая из последнего равенства предыдущее, получим

$$\Delta p = 286T \cdot \Delta\rho,$$

откуда

$$\frac{\Delta\rho}{\Delta p} = \frac{1}{286T}.$$

Остается ли в действительности температура неизменной?

Обратимся к молекулярной теории. Пусть стенка, показанная на рис. 1.01, движется, сжимая воздух (рис. 1.04, а). Тогда за счет этого движения скорость молекул после отскока от стенки будет больше, чем до удара. Но увеличение скорости молекул означает возрастание температуры. Таким образом, при сжатии темпера-

тура воздуха стремится повыситься и для получения изотермического сжатия придется осуществить отвод тепла от сжимаемой массы воздуха. Если теплоотвода нет или он недостаточен, то температура при сжатии воздуха повышается. При движении стенки в противоположную сторону (рис. 1.04, б), наоборот, воздух будет расширяться, и если не обеспечить достаточно-го подвода тепла извне, его температура будет понижаться.

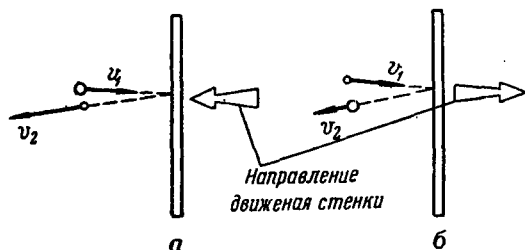


Рис. 1.04. К влиянию сжатия и расширения воздуха на его температуру:

v_1 — скорость молекулы до удара о стенку; v_2 — скорость молекулы после отскока

При движении воздуха, обтекающего самолет, процессы сжатия и расширения воздушных частиц настолько быстротечны, что теплообмен между частицами практически не успевает осуществиться. Такой процесс, называемый адиабатическим, характеризуется обязательным повышением температуры при сжатии и понижением при расширении. Эти отклонения температуры в известной мере препятствуют изменениям плотности под влиянием изменений давления.

Для воздуха сжимаемость при адиабатическом процессе оказывается хуже, чем при изотермическом, в 1,4 раза, т. е.

$$\frac{\Delta \rho}{\Delta p} = \frac{1}{1,4 \cdot 286T}$$

или

$$\frac{\Delta \rho}{\Delta p} = \frac{1}{400T}. \quad (1.04)$$

Из формулы (1.04) видно, что сжимаемость воздуха зависит только от его температуры: она тем больше, чем температура ниже.

Пример. Определить сжимаемость воздуха для адиабатического процесса при стандартных условиях у земли и в стратосфере.

У земли, где $T = 288^\circ \text{ абс.}$,

$$\frac{\Delta \rho}{\Delta p} = \frac{1}{400 \cdot 288} = 8,65 \cdot 10^{-6} \text{ сек}^2/\text{м}^2,$$

т. е. прирост плотности при адиабатическом сжатии составляет $8,65 \cdot 10^{-6} \text{ кг} \cdot \text{сек}^2/\text{м}^4$ на $1 \text{ кг}/\text{м}^2$ повышения давления.

В стратосфере, где $T = 216,5^\circ \text{ абс.}$,

$$\frac{\Delta \rho}{\Delta p} = \frac{1}{400 \cdot 216,5} = 11,5 \cdot 10^{-6} \text{ сек}^2/\text{м}^2,$$

т. е. больше, чем у земли, на 33%.

Заметим, что подсчет сжимаемости по формуле (1.04) дает правильные результаты лишь при слабых изменениях давления, когда температура изменяется очень мало и под T можно понимать исходную температуру воздуха. При сильном же сжатии или расширении пришлось бы в формулу подставлять некоторую среднюю температуру (между начальной и конечной) и результат получился бы иной. Легко увидеть, что при сильном сжатии за счет повышения средней температуры процесса сжимаемость уменьшается, а при сильном расширении увеличивается по сравнению со сжимаемостью при слабых изменениях давления.

§ 5. Волны уплотнения и разрежения

Со сжимаемостью воздуха связано очень важное явление — образование и распространение в воздухе волн уплотнения и разрежения.

Пусть в некотором месте, например, движением стенки создано некоторое дополнительное давление в воздушной среде. Если бы среда была совершенно несжимаемой (а таких сред не бывает), т. е. ее частицы не изменяли бы своих размеров при изменении давления, то движение стенки вызвало бы движение в ту же сторону одновременно всех расположенных перед нею частиц, поскольку смещение только части их означало бы, что среда способна сжиматься.

Таким образом, если бы существовала несжимаемая среда, то возмущения, вызванные повышением или понижением давления, распространялись бы на любое расстояние мгновенно, т. е. с бесконечно большой скоростью.

Иное получается в сжимаемой среде. Здесь повышение давления в каком-либо месте вызывает в первый момент уплотнение близлежащих частиц, окружающих источник возмущения; в следующий момент уплотненные частицы расширяются в силу своей упругости, уплотняя тем самым следующие частицы, и т. д.

Иначе говоря, повышение давления в некоторой точке порождает волну уплотнения, бегущую с некоторой скоростью во все стороны подобно волне, вызванной камнем, брошенным в спокойную воду.

Самые передние точки этой волны образуют фронт волны. Все частицы среды, находящиеся впереди фронта волны, будут невозмущенными, так как они еще не испытали уплотнения.

Позади фронта частицы среды уплотнены, причем характер этого уплотнения может быть различным: плавным или скачкообразным (рис. 1.05).

Как бы ни было велико возмущение, вызвавшее волну уплотнения, оно возникает не мгновенно, а возрастает в течение какого-то времени, т. е. постепенно (например, постепенно нарастает ско-

рость движения стенки). Поэтому первые порции возмущения слабее последующих и первоначально волна характеризуется постепенным нарастанием уплотнения. Однако через некоторое время после возникновения волна уплотнения приобретает скачкообразный характер, или, как говорят, превращается в ударную волну. Причина этого будет объяснена в § 7 настоящей главы.

Аналогично волне уплотнения возникает в среде и волна разрежения: понижение давления в каком-то месте вызывает расширение прилегающих частиц, последние уменьшают свое давление на

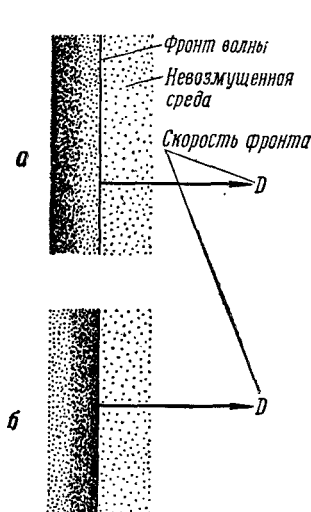


Рис. 1.05. Волна уплотнения:

a — с плавным нарастанием плотности; *b* — со скачкообразным уплотнением (ударная волна)

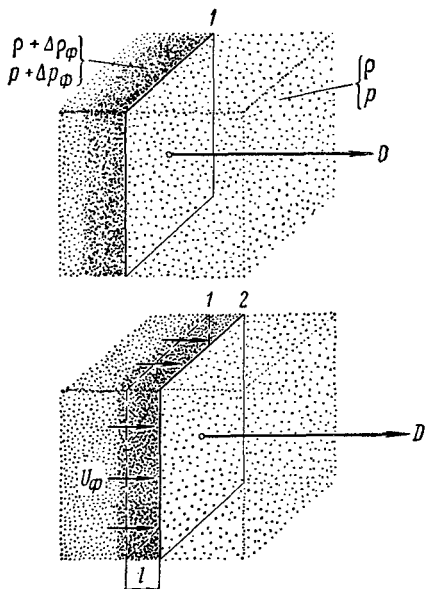


Рис. 1.06. Ударная волна

следующие частицы, которые тоже расширяются, и т. д. В отличие от волны уплотнения во фронте волны разрежения никогда не бывает скачкообразного изменения плотности.

Итак, в сжимаемой среде возмущение (повышение или понижение давления) распространяется в виде волны уплотнения или разрежения, фронт которой движется с некоторой скоростью D в направлении от источника возмущения.

Рассмотрим детальнее ударную волну. Пусть в некоторый момент времени ее фронт занимает положение 1 (рис. 1.06). Позади фронта давление выше, чем перед ним, на величину Δp_f , которую называют избыточным давлением во фронте ударной волны или скачком давления. Плотность позади фронта превышает плотность невозмущенной среды на величину $\Delta \rho_f$. Сжатие сопровождается нагревом, поэтому температура позади фронта повышена на некоторую величину ΔT_f .

Итак, ударная волна характеризуется наличием скачков давления, плотности и температуры.

Через короткое время фронт волны из положения 1 переместится в положение 2. За это время плотность в промежутке между этими положениями повысится на величину $\Delta\rho_{\text{ф}}$, т. е. некоторая масса пройдет через воображаемую поверхность 1 слева направо. Это означает, что вслед за фронтом ударной волны происходит движение среды в ту же сторону с некоторой скоростью, которую мы обозначим $U_{\text{ф}}$. Такое движение, ветер, имеет значительную скорость, например, при перемещении ударной волны, вызванной атомным взрывом. В других случаях, когда уплотненная зона за фронтом волны простирается на меньшую глубину, чем в ударной волне атомного взрыва, ветер обычно бывает непродолжительным и его действие малозаметно.

§ 6. Скорость ударной волны. Скорость звука

Пользуясь основными законами физики, можно выяснить, от каких факторов зависит скорость фронта ударной волны D .

На рис. 1.06 изображен прямоугольный участок фронта волны. Обозначим его площадь буквой f . Объем промежутка между положениями 1 и 2 этого участка равен lf . Поскольку плотность здесь возросла на величину $\Delta\rho_{\text{ф}}$, в данный промежуток поступила дополнительная масса $lf \cdot \Delta\rho_{\text{ф}}$. Это произошло за отрезок времени, равный $\frac{l}{D}$, в течение которого слева подошла некоторая часть уплотненной среды. Объем ее равен произведению расстояния $U_{\text{ф}} \cdot \frac{l}{D}$ на площадь f , что соответствует массе $U_{\text{ф}} \frac{l}{D} f (\rho + \Delta\rho_{\text{ф}})$. Но эта масса равна массе, переместившейся вправо и повысившей там плотность, т. е.

$$lf \cdot \Delta\rho_{\text{ф}} = U_{\text{ф}} \frac{l}{D} f (\rho + \Delta\rho_{\text{ф}}),$$

откуда

$$U_{\text{ф}} = D \frac{\Delta\rho_{\text{ф}}}{\rho + \Delta\rho_{\text{ф}}}. \quad (1.05)$$

Как видим из формулы (1.05), скорость движения воздуха за фронтом ударной волны $U_{\text{ф}}$ меньше скорости фронта D . Этого и следовало ожидать, так как движение уплотненной среды обеспечивает не заполнение объема, через который проходит фронт волны, а лишь пополнение его.

Что же произошло с той массой (она равна $lf\rho$), которая была в рассматриваемом промежутке до прохождения через него фронта волны? Эта масса, ранее неподвижная, теперь приобрела скорость $U_{\text{ф}}$, т. е. количество движения $lf\rho U_{\text{ф}}$. Оно должно равняться

импульсу силы, создаваемой разностью давлений слева и справа, т. е. произведению силы $f\Delta p_\Phi$ на время $\frac{l}{D}$:

$$l f \rho U_\Phi = f \Delta p_\Phi \frac{l}{D},$$

откуда

$$U_\Phi = \frac{\Delta p_\Phi}{\rho D}. \quad (1.06)$$

Так как левые части выражений (1.05) и (1.06) равны, значит, равны и правые части:

$$D \frac{\Delta \rho_\Phi}{\rho + \Delta \rho_\Phi} = \frac{\Delta p_\Phi}{\rho D},$$

откуда

$$D = \sqrt{\frac{\rho + \Delta \rho_\Phi}{\rho} \cdot \frac{\Delta p_\Phi}{\Delta \rho_\Phi}}. \quad (1.07)$$

Мы видим, что, чем мощнее ударная волна, тем выше скорость ее распространения D . Действительно, чем больше скачок давления Δp_Φ , тем больше и прирост плотности $\Delta \rho_\Phi$, значит, больше первая дробь под знаком корня. В свою очередь, чем сильнее сжатие, тем меньше сжимаемость $\frac{\Delta \rho}{\Delta p}$, т. е. больше и вторая дробь, представляющая собой величину, обратную сжимаемости.

Очевидно, наименьшую скорость распространения имеют волны очень слабые. Такие волны принято называть звуковыми, а скорость распространения слабых возмущений — скоростью звука. У звуковой волны величина $\Delta \rho$ ничтожно мала по сравнению с ρ , поэтому первая дробь под знаком корня в формуле (1.07) практически равна единице. В итоге для определения скорости звука в любой среде получается простая формула:

$$a = \sqrt{\frac{\Delta p}{\Delta \rho}}. \quad (1.08)$$

Эту формулу можно конкретизировать применительно к воздуху. Поскольку $\Delta \rho$ и Δp очень малы, то можно воспользоваться формулой (1.04), из которой видно, что

$$\frac{\Delta p}{\Delta \rho} = 400T.$$

Подставив значение $\frac{\Delta p}{\Delta \rho}$ в равенство (1.08), получим формулу скорости звука в воздухе

$$a = 20 \sqrt{T}. \quad (1.09)$$

Из формулы (1.08) видна непосредственная связь между сжимаемостью среды $\frac{\Delta \rho}{\Delta p}$ и скоростью звука: чем больше сжи-

сжимаемость среды, тем меньше в ней скорость звука. Значит, по величине скорости звука можно судить о сжимаемости данной среды.

Как и сжимаемость, скорость звука в воздухе зависит только от температуры воздуха и не зависит от давления. К этому выводу можно прийти и иным путем. Процесс передачи возмущений в газе является своеобразной эстафетой: никакой связи между молекулами, кроме соударений в их хаотическом движении, нет. Чем выше средняя скорость молекулярного движения, тем больше и скорость этой «эстафеты». Но средняя скорость молекул пропорциональна корню квадратному из абсолютной температуры газа; это, очевидно, следует отнести и к скорости звука, которая также должна увеличиваться с повышением температуры.

В условиях стандартной атмосферы скорость звука уменьшается по мере увеличения высоты в пределах тропосферы. На высотах от 11 до 25 км, где температура считается постоянной, скорость звука одинакова и равна 1063 км/час, в то время как у земли $a = 1225$ км/час (данные для различных высот приведены в таблице стандартной атмосферы).

§ 7. Образование ударных волн. Скачки уплотнения

Ударные волны в воздухе возникают в тех случаях, когда он подвергается быстрому и сильному сжатию. Это сжатие может быть вызвано разными причинами: напором газообразных продуктов, образующихся при взрыве, телами, движущимися в воздухе, внезапным попаданием воздушных масс в среду повышенного давления и т. д.

Рассмотрим волну, создаваемую движущимся телом. Всякое тело, будучи инертным, приобретает скорость постепенно. В начале движения оно создает слабое уплотнение, которое сразу же уходит со скоростью звука, последующие же уплотнения будут все более сильными. В итоге создается волна уплотнения с постепенным нарастанием плотности от фронта к тылу (рис. 1.05, а). Однако скорости распространения отдельных точек волны не будут одинаковыми: более сильные уплотнения характеризуются и более высокими температурами, поэтому они распространяются быстрее и догоняют передние точки волны. Через некоторое время наибольшее уплотнение оказывается у фронта волны, и эта волна становится ударной (рис. 1.05, б).

Как видим, ударная волна должна образоваться на некотором расстоянии впереди движущегося тела независимо от того, какую скорость мы этому телу сообщили — малую или большую. Однако если тело приобрело в конце разгона скорость, меньшую скорости звука, то волна будет удаляться от источника возмущения (движущегося тела). Уходя вперед, уплотнения распространяются и в стороны. При этом они ослабевают. Поэтому, когда

волна уплотнения сформируется, наконец, в ударную волну, последняя окажется очень слабой.

Пусть, например, тело приобрело скорость 100 м/сек за 5 сек, т. е. имело ускорение 20 м/сек². Расчеты показывают, что в нормальных атмосферных условиях ударная волна должна сформироваться при таком ускорении на расстоянии в несколько километров впереди тела. Практически на таком огромном удалении волна

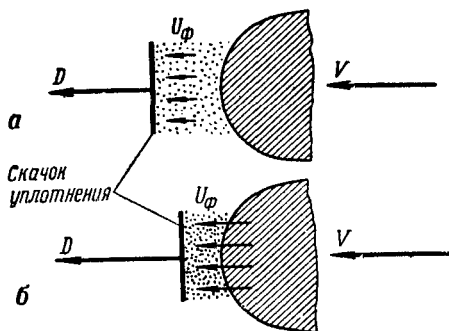


Рис. 1.07. Прямой скачок уплотнения перед телом, движущимся быстрее звука

по своей интенсивности не будет отличаться от звуковой. Но даже если бы ценой огромных ускорений и удалось получить заметную ударную волну впереди тела, достигшего лишь дозвуковой скорости, то, непрерывно уходя от тела, эта волна вскоре превратилась бы в звуковую. Подобное ослабление по мере удаления от места возникновения наблюдается также у взрывных ударных волн.

При достижении телом сверхзвуковой скорости образовавшаяся впереди него ударная волна может уйти от тела вперед лишь на такое расстояние, при котором интенсивность волны обеспечивает ей скорость фронта, равную скорости полета тела (рис. 1.07, а). Это расстояние будет сохраняться неизменным в течение всего времени полета с данной скоростью. Неизменной будет и интенсивность волны. Если еще увеличить скорость тела, оно начнет догонять волну, однако добавочное уплотнение усилит последнюю, и, несколько приблизившись к телу, волна снова приобретет скорость тела (рис. 1.07, б). Тот факт, что добавочные возмущения, усиливающие волну, догоняют фронт ударной волны, показывает, что скорость фронта ударной волны меньше суммы скорости воздуха и скорости звука за фронтом:

$$D < U_{\phi} + a_{\phi}, \quad (1.10)$$

где a_{ϕ} — скорость звука в уплотненном воздухе за фронтом ударной волны.

Ударную волну, фронт которой сохраняет постоянное положение относительно движущегося в воздухе тела, называют скачком уплотнения. На рис. 1.07 показан прямой скачок уплотнения: фронт ударной волны перпендикулярен к направлению движения тела.

Могут быть случаи, когда ударная волна, создаваемая телом, движущимся быстрее звука, сравнительно слаба и скорость ее фронта D меньше скорости тела V .

Такая ударная волна, естественно, не может быть прямым скач-

ком. Однако и она может сохранять неизменное положение своего фронта относительно тела с течением времени, но при условии, что ее фронт расположится косо относительно направления полета, под углом φ (рис. 1.08), т. е. образует косой скачок уплотнения.

За одну секунду тело продвинется вперед на расстояние, численно равное V , а фронт волны удалится от своего первоначаль-

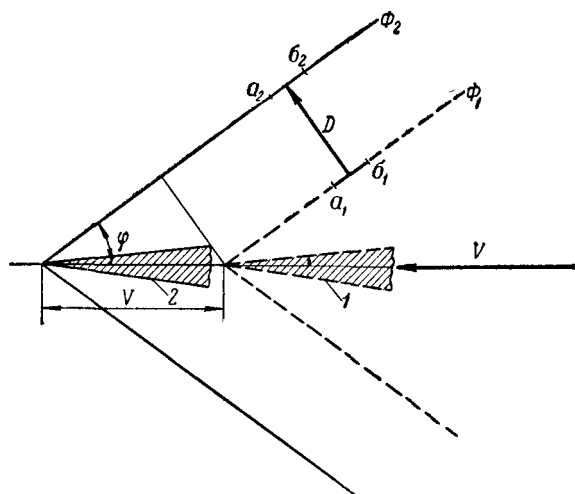


Рис. 1.08. Косой скачок уплотнения:

1 — исходное положение тела, движущегося со сверхзвуковой скоростью; 2 — положение тела через одну секунду; Φ_1 и Φ_2 — последовательные положения фронта скачка; a_1 , b_1 и a_2 , b_2 — последовательные положения участка фронта скачка

ного положения на расстояние, численно равное D . Как видно из рисунка,

$$\sin \varphi = \frac{D}{V}.$$

Следовательно, чем слабее волна, тем острее ее угол наклона φ . При очень слабой волне $D \approx a$ и

$$\sin \varphi_{\text{сл}} = \frac{a}{V},$$

или

$$\sin \varphi_{\text{сл}} = \frac{1}{\frac{V}{a}}.$$

Более острого угла, чем $\varphi_{\text{сл}}$, не получится, так как скорость фронта волны никогда не может быть меньше скорости звука.

Отношение скорости полета тела к скорости звука в данной

среде называют полётным числом Маха или просто числом M :

$$M = \frac{V}{a}. \quad (1.11)$$

Используя формулу (1.11), получим

$$\sin \varphi_{\text{сл}} = \frac{1}{M}. \quad (1.12)$$

Под углом $\varphi_{\text{сл}}$, который называют углом слабых возмущений или углом Маха, должны располагаться волны, имеющие скорость распространения, равную скорости звука. Фактически же ударные волны всегда сильнее звуковых и углы φ получаются больше $\varphi_{\text{сл}}$.

Итак, фронт косого скачка сохраняет постоянное положение относительно летящего тела. Но если рассматривать какой-либо участок скачка (например, ab на рис. 1.08), то он, двигаясь с меньшей скоростью, чем тело, и под углом к направлению перемещения тела, непрерывно удаляется от тела назад и в сторону. Ввиду этого фронт косого скачка с течением времени неограниченно удлиняется и действие ударной волны, создаваемой, например, самолетом, летящим быстрее звука, может ощущаться на удалении в несколько километров в виде так называемых «хлопков» — звуков взрыва, сотрясений оконных стекол, перекрытий и т. п. Чем ниже летит сверхзвуковой самолет, тем ощутимее эти явления на земле, во-первых, из-за того, что самолет, летя в более плотной среде, создает более значительные скачки давления и плотности, а во-вторых, из-за меньшего удаления самолета от земли.

Прямой скачок, показанный на рис. 1.07, образуется перед телами с тупой носовой частью, а также перед заостренными телами, скорость которых лишь незначительно превышает звуковую, ввиду чего даже довольно слабая ударная волна способна двигаться со скоростью тела.

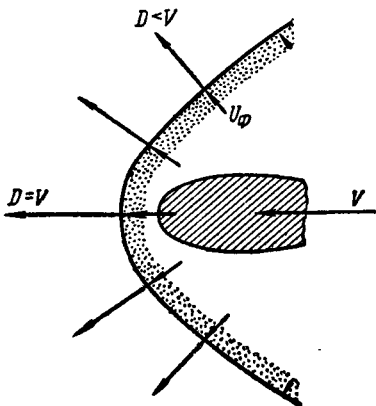


Рис. 1.09. Переход прямого скачка в косой по мере удаления в сторону

Но если перед самым телом и образовался прямой скачок уплотнения, то по мере удаления в стороны (вверх, вниз, вправо, влево) ударная волна ослабевает и ее фронт все более и более отклоняется назад, т. е. скачок становится все более косым (рис. 1.09).

Таким образом, в зависимости от формы носовой части и скорости полета тела скачки уплотнения могут быть либо полностью косыми (рис. 1.08), либо иметь форму, изображенную на рис. 1.09.

Из сказанного выше следует та-

кой вывод: при движении тела со сверхзвуковой скоростью все возмущения от него сосредоточены лишь позади скачка уплотнения, образующегося перед телом. Заметим, что при движении тела с дозвуковой скоростью возмущения, создаваемые им, способны распространяться во все стороны, в том числе и вперед.

Возмущения, создаваемые чрезвычайно малым телом, движущимся быстрее звука, слабы и распространяются со скоростью звука. Граница таких слабых возмущений располагается под углом Маха и представляет собой конус, вершина которого совпадает с данным телом (конус Маха).

Поясним образование конуса Маха. Возмущение, создаваемое телом в данное мгновение (рис. 1.10), находится в той же точке,

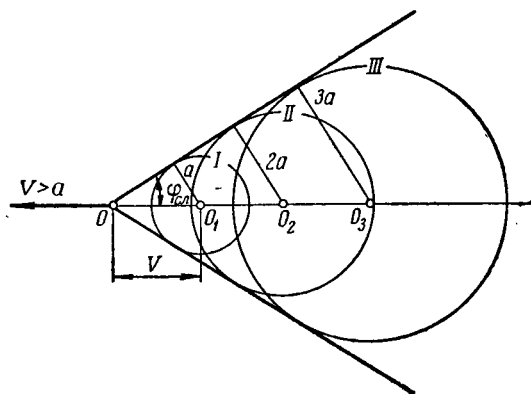


Рис. 1.10. Образование границы слабых возмущений (конуса Маха) при сверхзвуковом движении

где и тело. Возмущение, «отправленное» из точки O_1 одну секунду тому назад, распространилось во все стороны на расстояние, равное скорости звука (сферическая поверхность I). Возмущение, созданное телом в точке O_2 две секунды тому назад, достигло уже сферической поверхности II , возмущение трехсекундной давности представляется сферой III и т. д. Можно показать бесчисленное множество промежуточных сферических поверхностей — все они не выйдут за пределы конуса, у которого угол $\varphi_{сл}$ зависит только от числа M и определяется по формуле (1.12). Вне конуса возмущений нет.

§ 8. Проявление сжимаемости воздуха в потоке

Сжимаемость воздуха проявляется при всяком повышении или понижении давления в виде соответствующего изменения плотности. Если рассматривать воздушный поток без учета трения, то

согласно закону Бернулли изменения давления всегда сопутствуют изменениям скорости в потоке. Следовательно, увеличение скорости воздуха должно сопровождаться уменьшением его плотности, а торможение потока — возрастанием плотности.

Обратимся к рис. 1.03. Найдем изменение плотности на малом участке струи, где изменение давления равно Δp , с помощью формулы (1.08):

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

Подставив выражение Δp из уравнения Бернулли (1.02), получим

$$\frac{\Delta \rho}{\rho} = - \left(\frac{V}{a} \right)^2 \frac{\Delta V}{V}.$$

В этой формуле отношение $\frac{V}{a}$ является числом M в данном месте воздушного потока — местным числом M .

Следовательно,

$$\frac{\Delta \rho}{\rho} = - M^2 \cdot \frac{\Delta V}{V}. \quad (1.13)$$

Здесь $\frac{\Delta \rho}{\rho}$ есть относительное изменение плотности в струе газа, соответствующее небольшому относительному изменению скорости $\frac{\Delta V}{V}$. Понятие «относительное изменение» очень простое по своему смыслу: если, скажем, $\frac{\Delta V}{V} = 0,1$, то это означает, что прирост скорости составляет 10%.

Формула (1.13) показывает, что сжимаемость воздуха при движении проявляется тем сильнее, чем больше число M .

При малых числах M относительные изменения плотности получаются незначительными по сравнению с относительными изменениями скорости. Например, при $M = 0,2$

$$\frac{\Delta \rho}{\rho} = -0,04 \frac{\Delta V}{V},$$

т. е. при увеличении скорости, скажем, на 1% плотность уменьшается всего на 0,04%.

Следовательно, при малых числах M воздух можно рассматривать как несжимаемую жидкость, т. е. пренебрегать его сжимаемостью.

Поэтому при малых скоростях можно к воздушному потоку применять уравнение Бернулли (1.03) для несжимаемой жидкости.

§ 9. Особенности сверхзвукового воздушного потока

Можно отметить две характерные особенности сверхзвукового потока, которыми он отличается от дозвукового. Первая из них связана с увеличением скорости потока, вторая — с торможением его.

Увеличение скорости потока. Пусть скорость потока в некотором сечении площадью f равна V . Тогда за одну секунду через это сечение проходит объем воздуха fV . Умножив его на плотность, мы получим секундную массу воздуха

$$m_{\text{сек}} = fV\rho. \quad (1.14)$$

В установившемся потоке секундная масса одинакова во всех его сечениях (рис. 1.11):

$$f_1 V_1 \rho_1 = f_2 V_2 \rho_2.$$

Допустим, что скорость V_2 превышает V_1 на 1%. Какое соотношение должно быть при этом между поперечными сечениями f_2 и f_1 ?

Из последнего равенства следует, что

$$\frac{f_2}{f_1} = \frac{V_1 \rho_1}{V_2 \rho_2}.$$

Если бы речь шла о несжимаемой жидкости ($\rho_2 = \rho_1$), то сечение f_2 следовало бы изменить обратно пропорционально скорости, т. е. уменьшить его по сравнению с сечением f_1 на 1%.

Но воздух сжимаем. Его сжимаемость в потоке проявится в том, что ρ_2 окажется меньше, чем ρ_1 .

При дозвуковых скоростях, когда $M < 1$, относительное изменение плотности $\frac{\Delta \rho}{\rho}$, как это видно из формулы (1.13), получается по абсолютной величине меньшим, чем относительное изменение скорости $\frac{\Delta V}{V}$. Это означает, что плотность уменьшается слабее, чем возрастает скорость, т. е. в нашем случае произведение $V_1 \rho_1$ меньше, чем $V_2 \rho_2$, и отношение $\frac{f_2}{f_1}$ меньше единицы.

Следовательно, чтобы на 1% увеличить скорость дозвукового воздушного потока, нужно сечение струи сузить, хотя и меньше чем на 1%.

Иное дело при сверхзвуковых скоростях. Если $M > 1$, то плотность уменьшается сильнее, чем возрастает скорость. Например, по формуле (1.13) при $M = 2$

$$\frac{\Delta \rho}{\rho} = -2^2 \cdot \frac{\Delta V}{V}.$$

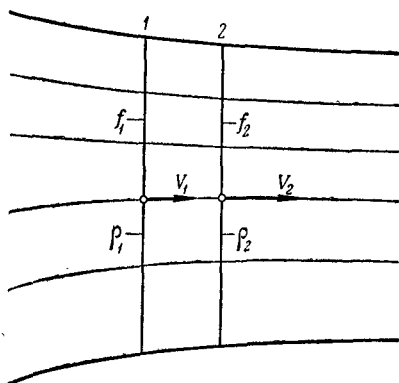


Рис. 1.11. Движение воздуха в струе

Если опять-таки принять, что скорость V_2 больше, чем V_1 , на 1 %, то плотность уменьшится на 4 %. Следовательно,

$$V_1 \rho_1 > V_2 \rho_2$$

и

$$\frac{f_2}{f_1} > 1.$$

Таким образом, если увеличение скорости дозвукового потока газа достигается в сужающейся струе, то сверхзвуковой поток можно получить и дальше разогнать только в струе с расширяющимся проходным сечением — настолько сильно при сверхзвуковых скоростях увеличивается объем газа, т. е. проявляется его сжимаемость¹.

Это — первая особенность сверхзвукового потока.

Торможение воздушного потока. Торможение дозвукового потока, набегающего на какое-нибудь препятствие, всегда происходит плавно, начинается на значительном расстоянии от препятствия, постепенно усиливаясь по мере приближения к нему (рис. 1.12). Это происходит потому, что в дозвуковом потоке возмущение (повышение давления), создаваемое препятствием, распространяется против потока, так как самые слабые возмущения распространяются со звуковой скоростью.

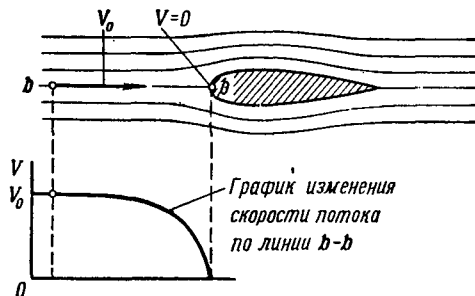


Рис. 1.12 Торможение дозвукового потока

Иной характер имеет торможение сверхзвукового потока. Набегание сверхзвукового потока на тело равносильно движению тела в воздухе со сверхзвуковой скоростью (с точки зрения летчика, сидящего в самолете, воздух спереди набегаёт на самолет). Из предыдущего известно, что перед телом, движущимся быстрее звука, образуется скачок уплотнения, сохраняющий относительно тела определенное положение. То же самое происходит

при торможении сверхзвукового потока. Набегание сверхзвукового потока на тело равносильно движению тела в воздухе со сверхзвуковой скоростью (с точки зрения летчика, сидящего в самолете, воздух спереди набегаёт на самолет). Из предыдущего известно, что перед телом, движущимся быстрее звука, образуется скачок уплотнения, сохраняющий относительно тела определенное положение. То же самое происходит

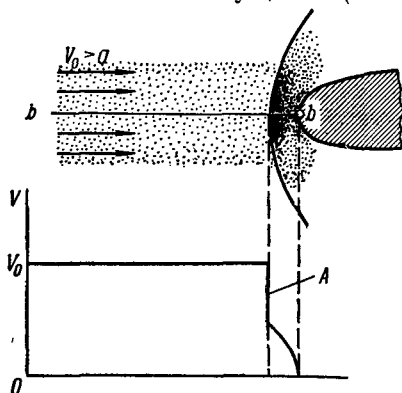


Рис. 1.13 Торможение сверхзвукового потока:

А — скачкообразное торможение сверхзвукового потока при встрече с ударной волной

¹ Еще раз подчеркнем, что сжимаемость проявляется не только в сжатии газа, но и в его расширении при понижении давления,

и при набегании сверхзвукового потока на тело (рис. 1.13): образуется ударная волна, скорость которой относительно воздуха либо равна скорости набегающего сверхзвукового потока (прямой скачок), либо меньше ее (косой скачок).

До момента встречи с фронтом скачка уплотнения сверхзвуковой поток никакого тормозящего воздействия со стороны тела не испытывает. Пройдя сквозь фронт скачка, поток внезапно теряет скорость, так как за фронтом волны имеется встречное движение воздуха со скоростью U_Φ (рис. 1.07).

Характер изменения скорости зависит от типа скачка уплотнения. Если скачок прямой (рис. 1.14), то

$$V_1 = V - U_\Phi = D - U_\Phi.$$

Но из формулы (1.10) следует, что разность $D - U_\Phi$ меньше скорости звука за фронтом волны. Значит, прямой скачок уплотнения превращает сверхзвуковой поток в дозвуковой поток того же направления. В приложении 2 дана таблица, показывающая изменение числа M , давления, плотности и других параметров воздуха в прямом скачке.

При косом скачке уплотнения (рис. 1.15) арифметического вычитания скоростей V и U_Φ не получается, так как между их векторами имеется некоторый угол.

Теперь уже вектор скорости V_1 получается геометрическим сложением векторов V и U_Φ по правилу параллелограмма или треугольника скоростей. Как видим, направление потока при прохождении сквозь фронт косого скачка претерпевает излом, чего нет при прямом скачке. Другое отличие косого скачка от прямого заключается в более слабом торможении потока: скорость V_1 , хотя и меньше V , но может быть (и часто бывает) сверхзвуковой. Это объясняется тем, что, во-первых, у косого скачка, как более слабого, меньше, чем у прямого, скорость U_Φ , во-вторых, она направлена не строго против скорости V , а под углом к ней.

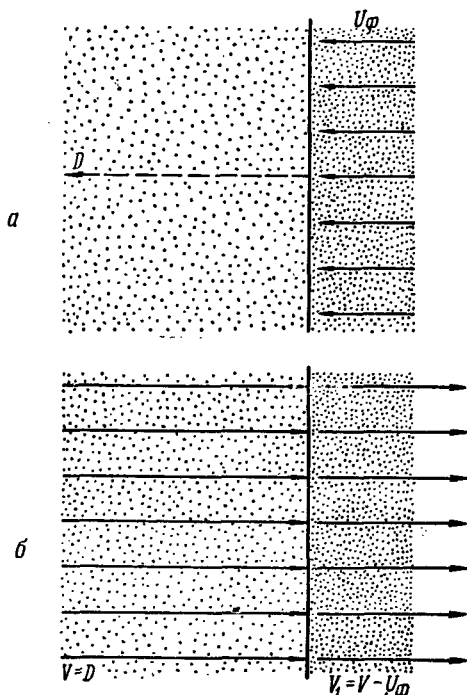


Рис. 1.14. Прямой скачок уплотнения: *a* — ударная волна в неподвижном воздухе; D — скорость распространения ударной волны; U_Φ — скорость воздуха за фронтом ударной волны; *б* — остановленная ударная волна в сверхзвуковом потоке; V — скорость потока до скачка; V_1 — скорость потока за скачком (дозвуковая)

Итак, вторая особенность сверхзвукового потока заключается в том, что его торможение носит скачкообразный, ударный характер, т. е. происходит с образованием скачков уплотнения — либо прямых, превращающих сверхзвуковой поток в дозвуковой, либо более слабых, косых, за которыми поток может остаться сверхзвуковым. До встречи со скачком поток остается невозмущенным.

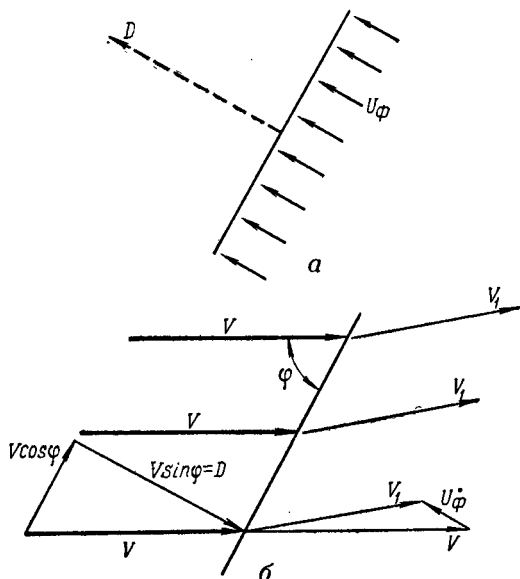


Рис. 1.15. Косой скачок уплотнения:

a — ударная волна в неподвижном воздухе; *б* — остановленная ударная волна в сверхзвуковом потоке (косой скачок); *V* — скорость сверхзвукового потока перед скачком, *V₁* — скорость потока за скачком

§ 10. Характерные случаи образования скачков уплотнения в сверхзвуковом воздушном потоке

Скачки уплотнения возникают в следующих характерных случаях.

1. Набегание сверхзвукового потока на твердое тело. Скачки уплотнения, образующиеся перед телом при набегании на него сверхзвукового потока, называются головными. Головной скачок будет в своей центральной части прямым (рис. 1.09), если тело имеет притупленную носовую часть, а если она заострена, то он может быть прямым при скоростях потока, мало превышающих скорость звука. Фронт прямого скачка, как было объяснено выше, находится несколько впереди тела, т. е. скачок отсоединен от тела.

Если носовая часть тела сильно заострена, то при достаточно большой скорости потока образуются присоединенные косые головные скачки уплотнения (рис. 1.08). Набегая на клиновидное тело (рис. 1.16), поток за головным скачком, отклоняясь, направляется вдоль поверхностей тела. При этом, как показывают расчеты, угол φ получается больше угла Маха $\varphi_{сл}$ примерно на величину угла наклона поверхности δ , т. е. $\beta \approx \varphi_{сл}$.

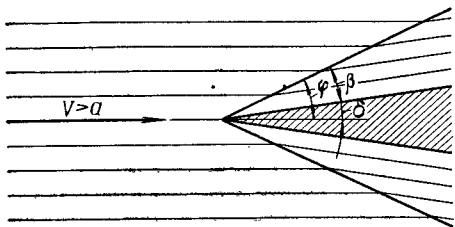


Рис. 1.16. Косые скачки при сверхзвуковом обтекании клиновидного тела

Данные приводимой ниже таблицы, полученные расчетным путем, показывают для различных углов наклона поверхности к потоку, при каких числах M косые скачки «салятся» на переднюю кромку:

Угол наклона поверхности δ°	2	4	6	8	10	15	20
Число M	1,1	1,2	1,3	1,35	1,4	1,6	1,85

При меньших числах M и тех же углах δ получается отсоединенный скачок.

Опыт и теория показывают, что за присоединенным скачком скорость потока всегда сверхзвуковая.

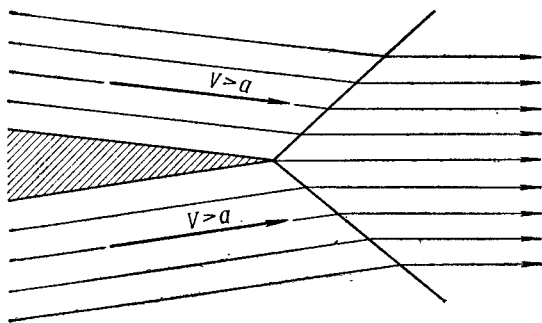


Рис. 1.17. Хвостовые скачки уплотнения

2. Соударение непараллельных сверхзвуковых потоков. Примером является образование хвостовых скачков позади тела, летящего со сверхзвуковой скоростью, при слиянии потоков, движущихся вдоль верхней и нижней поверхностей (рис. 1.17).

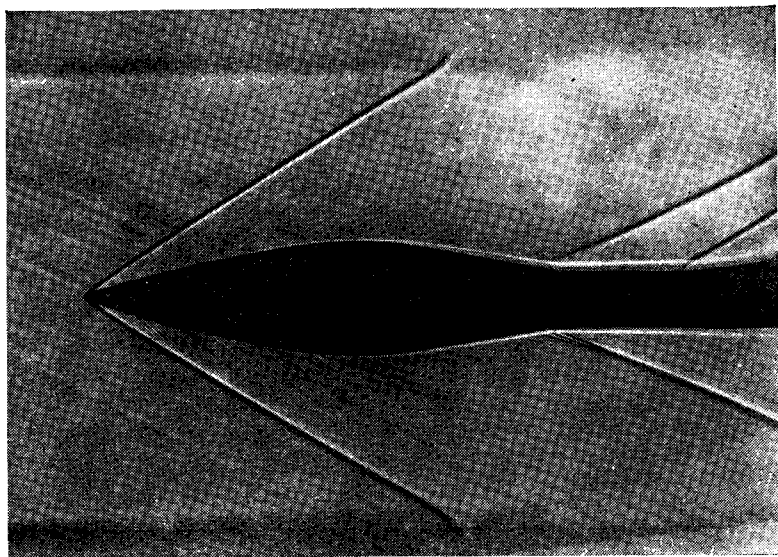


Рис. 1.18. Головные и хвостовые скачки уплотнения

На рис. 1.18 показана фотография, полученная при обтекании тела с острой носовой частью сверхзвуковым потоком в аэродинамической трубе. На ней видны головные и хвостовые скачки. Фотографировать скачки удастся потому, что коэффициент преломления света в воздухе зависит от плотности последнего, а плотность скачкообразно изменяется во фронте ударной волны.

3. Попадание сверхзвукового потока в среду повышенного давления. Сверхзвуковой поток можно получить с помощью сопла Лавала (рис. 1.19). При достаточно большой разности давлений p_1 и p_2 воздух, вытекающий из резервуара, в сужающейся части сопла разгоняется до скорости, равной местной скорости звука, которая получается в самом узком (критическом) сечении. В расширяющейся части происходит дальнейшее увеличение скорости, сопровождающееся сильным расширением воздуха. Здесь поток сверхзвуковой. На рис. 1.19 показана работа сопла в так называемых расчетных условиях.

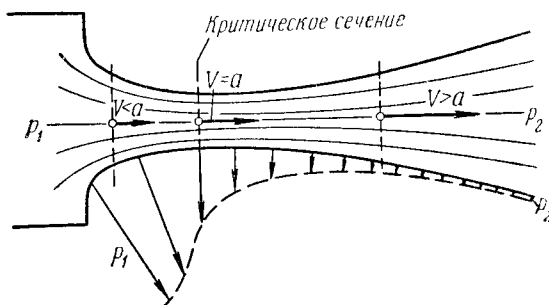


Рис. 1.19. Сверхзвуковое сопло (сопло Лавала)

виях, когда давление в конце сопла точно равно давлению p_2 среды, в которую вытекает струя. Если же несколько повысить это давление среды, то врывающийся в нее со сверхзвуковой скоростью воздух скачкообразно уплотняется, т. е. образуется ударная волна, стремящаяся двигаться в сторону меньшего давления, против потока. Если скачок давления небольшой, то ударная волна получается слабой и не может распространяться прямо против сверхзвукового потока. В этом случае, как показывает опыт, образуется система косых скачков (рис. 1.20, а).

При больших перепадах давления формируются прямой скачок, переводящий сверхзвуковой поток в дозвуковой. Такой скачок может возникнуть на выходе из сверхзвукового сопла, а еще более мощная ударная волна может продвинуться даже внутрь сопла и образовать там скачок уплотнения (рис. 1.20, б).

Чем больше противодавление p_2 на выходе из сопла, тем ближе к узкому (критическому) сечению располагается скачок.

Аналогично формируются скачки при обтекании самолета в условиях так называемого волнового кризиса, который рассматривается в следующей главе.

В заключение подчеркнем, что скачки уплотнения могут наблюдаться только в сверхзвуковом потоке. Если бы ударная волна и могла образоваться в дозвуковом потоке, то она, распространяясь быстрее звука, не могла бы удержаться на одном месте, значит, скачок уплотнения в дозвуковом потоке не получился бы.

§ 11. Вязкость воздуха

Вязкость присуща различным средам. Однако природа вязкости жидкости и газа различна. У жидкости вязкость обусловлена сцеплением молекул. Поэтому, например, при нагревании, когда силы сцепления ослабевают, вязкость жидкости уменьшается (скажем, вязкость масла в двигателе).

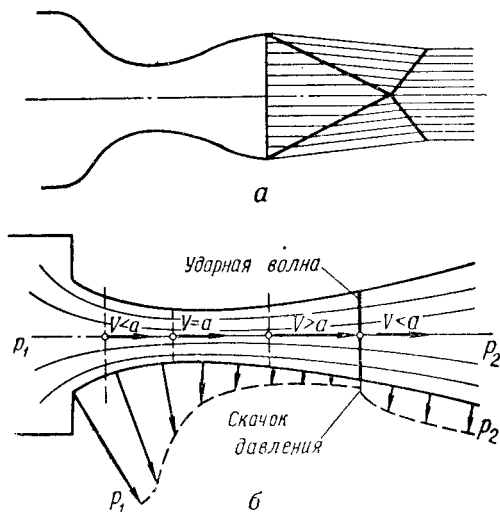


Рис. 1.20. Работа сверхзвукового сопла в пересчитанных условиях:

а — косые скачки в потоке за соплом; б — прямой скачок внутри сопла

Вязкость воздуха объясняется обменом молекулами между соседними слоями. Выделим в воздушном потоке два параллельных направлению движения очень тонких слоя, расстояние между серединами которых равно Δy (рис. 1.21), причем средняя скорость одного из них больше средней скорости другого на величину ΔV . Находясь в беспорядочном движении, молекулы из слоя 1 попадают в слой 2 и, теряя там свой избыток скорости ΔV , стремятся ускорить

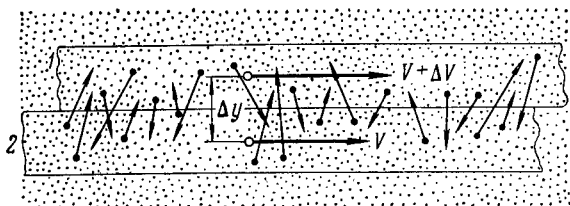


Рис. 1.21. Возникновение внутреннего трения в воздухе

движение слоя 2, а более «медленные» молекулы из слоя 2, попадая в слой 1, подтормаживают его движение. Такова природа внутреннего трения в воздухе. Нагрев воздуха ускоряет беспорядочное движение молекул и усиливает обмен ими между слоями, ввиду чего внутреннее трение возрастает, а не уменьшается, как в жидкости.

Если поверхность, разделяющую слои 1 и 2, пересекают только беспорядочно движущиеся молекулы, а не целые струйки, то сила внутреннего трения между этими слоями, приходящаяся на 1 м² разделяющей их поверхности, выражается следующей формулой:

$$F_{\text{тр}} = \mu \frac{\Delta V}{\Delta y}, \quad (1.15)$$

где μ — коэффициент вязкости, зависящий только от температуры воздуха; при повышении температуры с 20 до 180°С он увеличивается более чем на 30%.

Отношение $\frac{\Delta V}{\Delta y}$ называется градиентом скорости и характеризует интенсивность изменения скорости поперек направления движения. Чем резче нарастает скорость от слоя к слою, тем сильнее между ними трение.

§ 12. Пограничный слой

При движении воздушного потока вдоль поверхности какого-либо тела вязкость воздуха проявляется вблизи поверхности, где образуется пограничный слой — довольно тонкая часть потока, в которой частицы воздуха заторможены силами внутреннего

трения (рис. 1.22). Вне пограничного слоя (в основном потоке) влияние вязкости практически отсутствует.

Пограничный слой очень тонок — его толщина измеряется миллиметрами, причем она постепенно нарастает от передней части тела к задней. Позади тела пограничный слой переходит в след — приторможенную область потока, заполненную мелкими вихорьками, который по мере удаления постепенно размывается и исчезает.

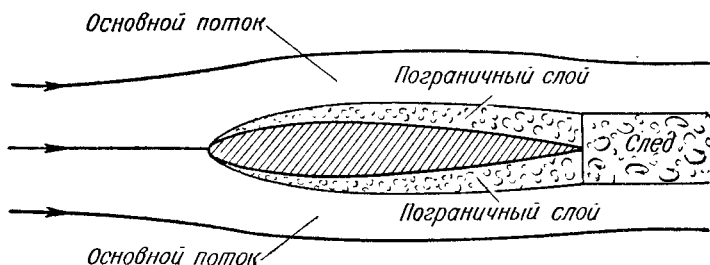


Рис. 1.22. Пограничный слой на поверхности крыла (толщина слоя сильно преувеличена)

Внутри пограничного слоя не все частицы заторможены одинаково: чем ближе они к поверхности тела, тем меньше их скорость. Частицы воздуха на самой поверхности тела прилипают к ней и вообще не имеют скорости.

По характеру течения воздуха пограничные слои делятся на два типа: ламинарный и турбулентный.

В ламинарном пограничном слое отдельные струйки воздуха движутся все время параллельно поверхности тела, не приближаясь и не удаляясь от нее (рис. 1.23, а). В турбулентном пограничном слое вместо такого упорядоченного движения наблюдается непрерывное перемешивание струек, приближение их к поверхности тела и удаление от нее. В связи с этим, как показано на рис. 1.23, б, распределение скоростей по толщине пограничного слоя оказывается иным, чем при ламинарном течении; «быстрые» струйки, попадающие при перемешивании из внешней части пограничного слоя к поверхности тела, повышают здесь скорость течения.

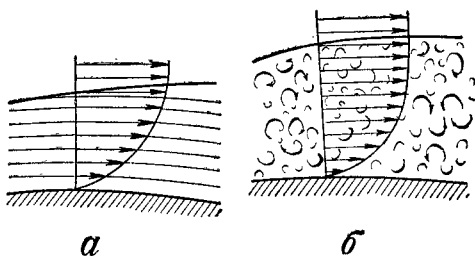


Рис. 1.23. Типы пограничного слоя:
а — ламинарный; б — турбулентный

Поэтому градиент скорости у поверхности тела в турбулентном пограничном слое больше, чем в ламинарном.

Структура пограничного слоя зависит от ряда факторов: скорости потока, температуры и давления воздуха, состояния поверхности тела, размеров тела, распределения давлений по его поверхности и др.

На некотором расстоянии от передней кромки пограничный слой переходит из ламинарного в турбулентное состояние (рис. 1.24). Чем больше скорость, тем ближе к передней кромке точка перехода.

Турбуликации пограничного слоя способствуют шероховатость и различные неровности поверхности тела, а также пульсация (турбулентность) потока, набегающего на тело, например, в струе воздушного винта.

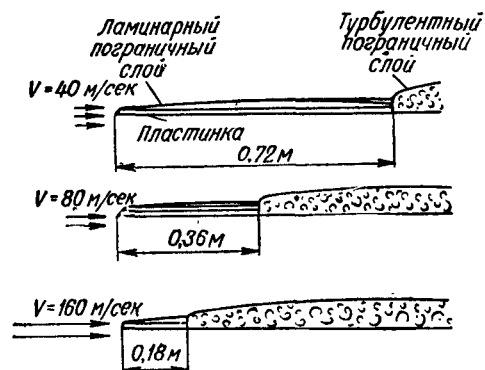


Рис. 1.24. Положение точки перехода ламинарного пограничного слоя в турбулентный на гладкой плоской пластинке в бестурбулентном потоке воздуха при разных скоростях потока

Исследования показали, что на тех участках поверхности, где скорость вдоль струек основного потока нарастает (т. е. давление согласно закону Бернулли падает), ламинарный пограничный слой при наличии других благоприятных условий (гладкая поверхность, отсутствие пульсации потока) может не турбулизироваться даже при очень больших скоростях. В результате тщательных наблюдений установлено, что даже при турбулентности погранично-

го слоя в непосредственной близости от поверхности тела всегда имеется ламинарный подслой, толщина которого выражается десятими или даже сотыми долями миллиметра. Таким образом, какого бы типа пограничный слой ни был, движение воздуха у самой поверхности тела всегда ламинарное. Однако в ламинарном подслое турбулентного слоя градиент скорости значительно больше, чем в нижней части целиком ламинарного пограничного слоя, так как ламинарный подслой сверху соприкасается с турбулентным потоком (рис. 1,23, б), имеющим даже вблизи тела значительную скорость.

Вследствие этого сила трения, пропорциональная градиенту скорости и имеющая поэтому наибольшее значение у самой поверхности тела, при турбулентном пограничном слое в несколько раз больше, чем при ламинарном. Поэтому иногда целесообразно принимать меры для предупреждения перехода ламинарного пограничного слоя в турбулентный или по крайней мере для получения возможно более заднего положения точки этого перехода.

§ 13. Взаимодействие между пограничным слоем и основным потоком

Пограничный слой оказывает некоторое воздействие на основной поток. В свою очередь основной поток может влиять на пограничный слой.

Можно назвать ряд важных явлений, характеризующих это взаимодействие.

1. Заторможенный пограничный слой как бы увеличивает толщину обтекаемого тела, особенно в задней его части, уменьшая тем самым сечения струек основного потока, проходящих поблизости.

2. Если вдоль струек основного потока наблюдается нарастание давления, связанное с понижением скорости, или, что то же самое,

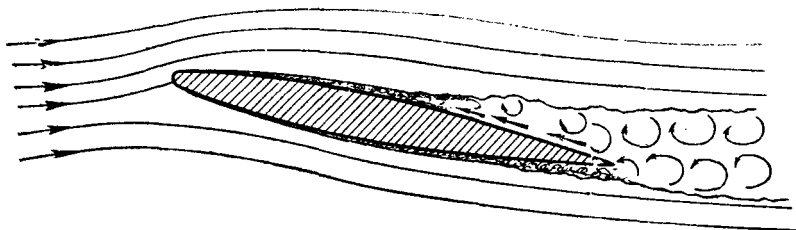


Рис. 1.25. Отрыв пограничного слоя (срыв потока)

уменьшение разрежения, то это усиливает торможение частиц в пограничном слое, а сильное нарастание давления может в конце концов не только остановить частицы в пограничном слое, но и создать возвратное течение у поверхности, которое вызывает отрыв пограничного слоя, а следовательно, и срыв потока (рис. 1.25). Срыв потока бывает с верхней поверхности крыла при достаточно больших углах атаки, с задней поверхности плохо обтекаемых тел (например, шара) и т. д.

Ввиду того что средняя скорость в турбулентном пограничном слое выше, чем в ламинарном (это видно из сравнения рис. 1.23, а и б), последний обладает меньшей кинетической энергией, потому более склонен к остановке и отрыву. Вот почему ламинарный пограничный слой, выгодный в отношении силы трения, может оказаться невыгодным в отношении срыва потока. На некоторых современных самолетах применяются специальные турбулизаторы, или завихрители потока. Это небольшие пластинки на поверхности крыла или других частей самолета, вызывающие турбулизацию пограничного слоя и тем самым предотвращающие срыв потока и его последствия — тряску самолета, нарушение устойчивости и управляемости.

3. Переход пограничного слоя из ламинарного состояния в турбулентное в связи с беспорядочным турбулентным движением сопровождается увеличением его толщины.

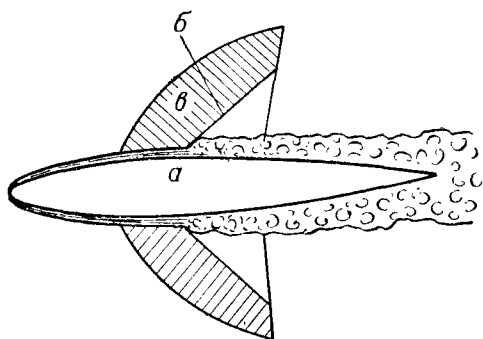


Рис. 1.26. Возникновение косо́го скачка уплотнения при переходе ламинарного пограничного слоя в турбулентный:

a — точка начала турбулизации пограничного слоя; *б* — косо́й скачок уплотнения; *в* — область сверхзвукового потока

какого-либо характерного размера *b* (хорда крыла, длина фюзеляжа и т. п.), то силы трения окажутся пропорциональными $\mu \frac{V}{b}$. Значит, роль инертности по сравнению с ролью вязкости при обтекании тел можно характеризовать величиной отношения $\rho V^2 : \mu \frac{V}{b}$. Это отношение называется числом Рейнольдса и обозначается *Re*:

$$Re = \frac{\rho V b}{\mu}. \quad (1.16)$$

Если, изменяя, например, скорость потока, одновременно изменять и ρ , *b*, μ так, чтобы *Re* оставалось постоянным, то силы трения будут изменяться пропорционально силам давления.

§ 15. Потеря механической энергии при трении и ударах

Мы видели, что в пограничном слое скорость меньше, чем в основном потоке. Не сопровождается ли в данном случае уменьшение скорости повышением давления в пограничном слое, как это следует из закона Бернулли?

На этот вопрос приходится дать отрицательный ответ. Ведь закон Бернулли исходит из того, что ускорение или замедление потока осуществляется силами давления, а в пограничном слое поток тормозится силами трения. Поэтому по всей толщине пограничного слоя давление такое же, как в основном потоке. Иначе говоря, пограничный слой без изменений передает давление от основного потока к поверхности тела.

Когда поток тормозится без трения, полученный при этом прирост давления можно снова обратить на разгон потока: потеря кинетической энергии потока при торможении обратима. Иное дело — торможение потока силами трения: здесь нет повышения давле-

В сверхзвуковом потоке это утолщение пограничного слоя, создавая потоку своеобразное препятствие, вызывает образование косо́го скачка уплотнения (рис. 1.26).

§ 14. Число Рейнольдса

При обтекании тел инертность и вязкость воздуха проявляются одновременно. Силы, возникающие за счет инертности, пропорциональны скоростному напору $\frac{\rho V^2}{2}$ или просто величине ρV^2 .

Силы внутреннего трения определяются формулой (1.15). Если считать, что ΔV составляет определенную долю от *V*, а Δy — от крыла, длина фюзеляжа и т. п.),

ния и кинетическая энергия потока необратимо теряется, превращаясь в тепло.

Аналогичное явление происходит и при ударе, который испытывает воздушный поток, пересекая фронт скачка уплотнения. Правда, здесь в отличие от пограничного слоя сверхзвуковой поток тормозится противодавлением во фронте скачка. Каждая частица потока внезапно встречается с действием этого противодавления и теряет некоторую скорость. Но если бы противодавление нарастало постепенно или хотя бы в несколько приемов, то эта частица по мере торможения сжималась бы, уменьшаясь в размерах, ввиду чего испытывала бы меньшее суммарное торможение.

Следовательно, при плавном повышении давления в потоке его скорость снижается меньше, чем при скачкообразном повышении давления на ту же величину. Отсюда следует и такой вывод: при торможении потока скачком прирост давления меньше, чем при безударном уменьшении скорости потока на такую же величину.

Таким образом, в скачке часть кинетической энергии потока теряется необратимо. Она превращается в бесполезную тепловую энергию.

Чем мощнее, интенсивнее скачок уплотнения, тем больше и вызываемая им потеря механической энергии потока. Но мы знаем, что в одном и том же сверхзвуковом потоке могут формироваться скачки различной интенсивности, располагающиеся под различными углами к направлению потока. Наиболее интенсивным является прямой скачок, значит, он вызывает и наибольшие потери.

Отсюда можно сделать вывод, что необходимо стремиться к созданию таких условий, чтобы при обтекании самолета сверхзвуковым потоком образовывались не прямые, а косые скачки. Подчеркнем, что последовательное торможение несколькими скачками¹ более выгодно, чем торможение одним прямым скачком. Это обстоятельство используется, например, при конструировании входных устройств воздушно-реактивных двигателей для сверхзвуковых самолетов.

§ 16. Кинетический нагрев

При торможении движущегося воздуха его температура возрастает. При этом безразлично, с каким процессом связано торможение: с повышением давления или трением. О том, что температура газа при адиабатическом сжатии повышается, нам уже известно из § 4 данной главы, где дано объяснение этого явления с точки зрения молекулярной теории. Нетрудно пояснить и процесс нагревания за счет внутреннего трения. Вернемся к рис. 1.21. «Быст-

¹ Для этого, разумеется, все скачки, кроме последнего, должны быть косыми, потому что после прямого скачка уже не будет сверхзвукового потока, а значит, и скачков.

рые» частицы из слоя 1, попадая в слой 2, теряют здесь часть своей кинетической энергии, отдают ее молекулам слоя 2. Следовательно, средняя скорость молекулярного движения в слое 2 возрастает, что и означает повышение температуры. И так от слоя к слою. По-видимому, наибольшая температура получится в точках полной остановки воздушного потока, у самой поверхности тела. Это правильно и в случае торможения давлением, так как по закону Бернулли полной остановке потока соответствует максимальное повышение давления.

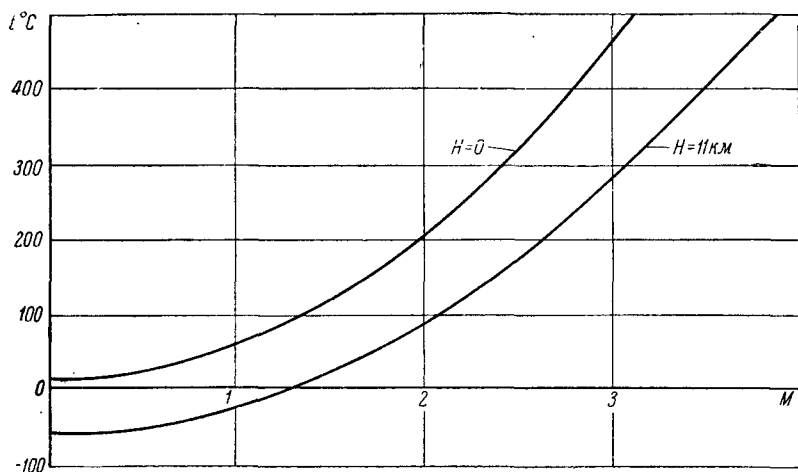


Рис. 1.27. Изменение температуры обшивки самолета в длительном полете в зависимости от числа M (без учета излучения и поглощения тепла самолетом)

В сущности нагрев воздуха при торможении есть проявление закона сохранения энергии: кинетическая энергия беспорядочного движения молекул растет за счет уменьшения кинетической энергии упорядоченного движения воздуха.

Как известно, кинетическая энергия пропорциональна квадрату скорости, а абсолютная температура — средней кинетической энергии беспорядочного движения молекул. Поэтому прирост температуры при полном торможении пропорционален квадрату скорости потока. Так, для воздушного потока

$$\Delta T_{п.т} = \frac{V^2}{2000}, \quad (1.17)$$

где $\Delta T_{п.т}$ — кинетический прирост температуры воздуха, получаемый при полном торможении потока, имеющего скорость V . Например, при $V = 500$ м/сек $\Delta T_{п.т} = \frac{500^2}{2000} = 125^\circ$.

Формула (1.17) справедлива при отсутствии теплообмена. В действительности же между заторможенными частицами воздуха и остальным потоком есть теплообмен. Поэтому фактический прирост температуры в пограничном слое у самой поверхности тела на 10—15% меньше, чем получающийся по формуле (1.17). Кроме того, поглощение тепла телом, обтекаемым потоком, дополнительно снижает прирост температуры.

Следует также отметить, что здесь речь идет о температуре не самого тела, а заторможенного воздуха, находящегося у поверхности тела. Все же кинетический нагрев летательных аппаратов при больших скоростях полета может быть очень сильным, особенно в длительном полете (рис. 1.27).

Высокие температуры совершенно недопустимы в кабинах самолетов. Кроме этого, кинетический нагрев самолета может привести к быстрому испарению топлива из баков, нарушению работы электронного и другого оборудования. При температуре 250°C (полет в стратосфере со скоростью 3000 км/час) прочность обычного дюралюминия уменьшается более чем в три раза, а обычное органическое стекло не выдерживает температуры и 100°C . Поэтому освоение больших сверхзвуковых скоростей требует как осуществления защиты от нагрева экипажа и оборудования самолета, так и применения новых теплостойких материалов для обшивки и остекления самолета.

Необходимо иметь в виду, что в кратковременном полете на большой скорости самолет не успевает сильно нагреться. На очень больших высотах, где масса нагретого воздуха в пограничном слое чрезвычайно мала, нагрев может продолжаться десятки минут. Да и в длительном полете на этих высотах температура кинетического нагрева будет значительно ниже, чем на малых высотах при той же скорости полета, так как здесь значительную роль играет излучение тепла, не имеющее существенного значения при большом притоке тепла на малых высотах.

Так, на высоте 40 км в длительном полете при $M=4$ температура обшивки самолета достигает примерно 300°C , в то время как на высоте 11 км при той же скорости полета температура нагрева равна почти 550°C .

Таким образом, температура обшивки самолета на весьма больших высотах значительно ниже температуры прилегающего к ней заторможенного воздуха.



ПОДЪЕМНАЯ СИЛА И ЛОБОВОЕ СОПРОТИВЛЕНИЕ

Действующие на самолет или какую-либо его часть силы давления воздуха, направленные под прямым углом к поверхности, и силы трения, касательные к поверхности, создают равнодействующую — полную аэродинамическую силу самолета или данной его части (крыла, фюзеляжа и др.) — $R_{\text{аэр}}$.

Для удобства изучения движения самолета принято равнодействующую $R_{\text{аэр}}$ рассматривать как геометрическую сумму двух составляющих (рис. 2.01): одна из них, Y , перпендикулярная к направлению полета (или потока, набегающего спереди), называется подъемной силой, а другая, Q , направленная против движения (или вдоль потока), — силой лобового сопротивления или просто сопротивлением.

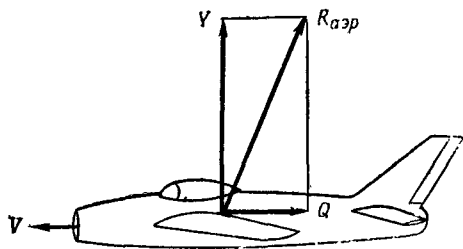


Рис. 2.01. Подъемная сила и лобовое сопротивление

Каждую из этих сил можно рассматривать как алгебраическую сумму двух слагаемых: силы давления и силы трения. Для подъемной силы практически можно пренебречь вторым слагаемым и считать, что она является только силой давления. Сопротивление же нужно рассматривать как сумму сопротивления давления и сопротивления трения.

Величины подъемной силы и сопротивления давления зависят от распределения давления воздуха по поверхности самолета. Распределение давления в свою очередь обуславливается характером обтекания самолета воздушным потоком.

§ 1. Характерные режимы обтекания

Режим обтекания тела воздушным потоком определяется формой тела, его ориентировкой относительно потока, скоростью потока и состоянием воздушной среды.

По характеру движения основного потока около тела различают безотрывное (плавное) и срывное обтекание.

По величинам местных чисел M основного воздушного потока около тела различают дозвуковое, смешанное и сверхзвуковое обтекание. При дозвуковом обтекании все местные числа M меньше, а при сверхзвуковом больше единицы. При смешанном обтекании имеются области как дозвукового, так и сверхзвукового потока.

Скорости полета самолета, при которых обтекание еще дозвуковое, называют докритическими. Смешанное обтекание происходит при больших дозвуковых и малых сверхзвуковых скоростях полета. Эту область скоростей полета называют трансзвуковой или околосзвуковой.

Для современных сверхзвуковых самолетов трансзвуковая область скоростей соответствует примерно полетным числам M от 0,75—0,85 до 1,2—1,4. В отдельных случаях смешанное обтекание может быть и при больших полетных числах M .

Совокупность явлений, наблюдаемых при возникновении смешанного режима обтекания, называется волновым кризисом. Он наступает после превышения критической скорости полета (или соответствующего ей критического полетного числа M).

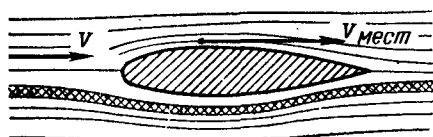
Ниже рассматриваются названные режимы обтекания и соответствующие им распределения давления применительно к крылу, являющемуся важнейшей частью самолета. При этом имеется в виду безотрывное обтекание (случаи срыва потока будут разобраны особо).

§ 2. Дозвуковое обтекание крыла

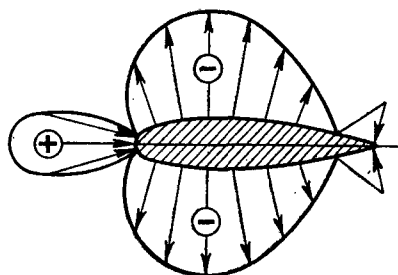
На рис. 2.02 показаны спектр обтекания крыла дозвуковым потоком (а) и распределение давления при этом (б). Каждая стрелка обозначает в определенном масштабе величину избыточного давления, т. е. разности между местным давлением и давлением в невозмущенном потоке:

$$p_{\text{изб}} = p_{\text{мест}} - p.$$

Перед крылом и за ним, где скорость основного потока понижена (это видно по увеличению проходного сечения струек), избыточное давление в соответствии с законом Бернулли положительно и наибольшей величины достигает в точке полного торможения потока (так называемая критическая точка). Верхняя и нижняя выпуклости крыла, наоборот, уменьшают сечение струек: здесь местная скорость превышает скорость невозмущенного потока, что



a



б

Рис. 202. Обтекание крыла дозвуковым потоком:

a — спектр обтекания (пограничный слой не показан); *б* — распределение давления (картина давлений)

создает отрицательное избыточное давление, или разрежение. Чем больше выпуклость, тем сильнее разрежение.

Напишем уравнение Бернулли (1.03) для малых чисел M :

$$p + \frac{\rho V^2}{2} = p_{\text{мест}} + \frac{\rho V_{\text{мест}}^2}{2}.$$

Решив это уравнение относительно $p_{\text{мест}}$ и подставив значение последнего в равенство $p_{\text{изб}} = p_{\text{мест}} - p$, найдем

$$p_{\text{изб}} = \frac{\rho V^2}{2} \left(1 - \frac{V_{\text{мест}}^2}{V^2} \right).$$

Из полученной формулы видно, что:

— избыточное давление положительно там, где $V_{\text{мест}} < V$, и отрицательно при $V_{\text{мест}} > V$;

— избыточное давление пропорционально скоростному напору набегающего потока.

На картинах распределения давления принято откладывать избыточные давления не в кг/м^2 , а в долях скоростного напора — так называемые коэффициенты давления:

$$\bar{p} = \frac{p_{\text{изб}}}{\rho \frac{V^2}{2}}. \quad (2.01)$$

Подставив выражение для $p_{\text{изб}}$ в формулу (2.01), получим

$$\bar{p} = 1 - \frac{V_{\text{мест}}^2}{V^2}. \quad (2.02)$$

Следовательно, если нет влияния сжимаемости и вязкости (при малых числах M и вне пограничного слоя), коэффициент давления в любой точке зависит только от отношения местной скорости к скорости набегающего потока.

Если изменить форму обтекаемого тела или его ориентировку относительно потока (например, угол атаки), не изменяя скорости V , то местные скорости во всех точках изменятся, а стало быть, изменятся и коэффициенты давления.

Но если, не меняя формы и ориентировки тела, увеличить скорость потока, то пропорционально ей увеличатся и все местные ско-

рости, т. е. отношения $V_{\text{мест}}/V$ не изменятся, следовательно, не изменятся и коэффициенты давления. Иначе говоря, избыточные давления при этом возрастут прямо пропорционально квадрату скорости.

Коэффициенты давления не изменятся и в том случае, если изменить размеры тела, но сохранить полное геометрическое подобие. Значит, картина распределения коэффициентов давления, полученная для небольшой модели, пригодна и для большого самолета.

Пропорциональность между $p_{\text{изб}}$ и скоростным напором, т. е. постоянства коэффициентов давления, с изменением скорости нарушается при таких числах M , когда становится заметным влияние сжимаемости воздуха. Например, перед лобовой частью крыла, где поток подторможен, избыточное давление положительно и плотность воздуха за счет сжимаемости повышается, а уплотнение воздуха усиливает его напор на поверхность крыла. И наоборот, в тех точках, где местная скорость выше скорости набегающего потока, уменьшение плотности заставляет воздух двигаться быстрее, поэтому разрежение становится более сильным, чем при отсутствии сжимаемости воздуха. Следовательно, за счет проявления сжимаемости воздуха картина распределения давлений изменяется: абсолютные величины коэффициентов давления возрастают (рис. 2.03).

Чем больше полетное число M , тем сильнее проявляется сжимаемость воздуха, а значит, сильнее изменяются и коэффициенты давления. Это изменение имеет чисто количественный характер до тех пор, пока скорости полета остаются докритическими. Превышение критического числа M приводит к качественному изменению картины давлений.

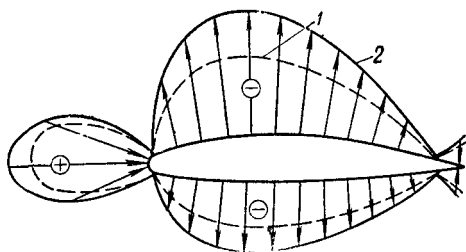


Рис. 2.03. Коэффициенты давления на поверхности профиля при дозвуковом обтекании:

1 — при очень малых числах M (слабое проявление сжимаемости воздуха); 2 — при больших числах M (заметное проявление сжимаемости воздуха)

§ 3. Критическое число M . Волновой кризис и его влияние на распределение давлений

При некоторой скорости набегающего потока (скорости полета) наибольшая из местных скоростей обтекания крыла становится равной местной скорости звука. Эта скорость полета называется критической скоростью, а соответствующее ей полетное число M — критическим числом M . Если, например, на вы-

соте 12 000 м, где скорость звука $a=1063$ км/час, критическая скорость $V_{кр}=800$ км/час, то

$$M_{кр} = \frac{V_{кр}}{a} = \frac{800}{1063} = 0,75.$$

Величина критического числа M зависит от того, насколько сильно наибольшая местная скорость обтекания крыла превышает скорость полета. Чем значительнее это превышение, тем меньше критическое число M .

Но так как величины местных скоростей зависят от геометрической формы крыла и его ориентировки относительно набегающего потока, то, следовательно, от них же зависит и величина $M_{кр}$.

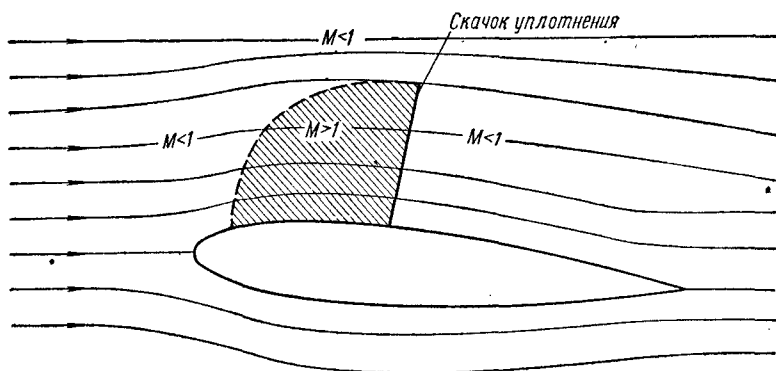


Рис. 2.04. Волновой кризис крыла

Из последней формулы не следует делать вывод, будто $M_{кр}$ зависит еще и от величины скорости звука. Если, например, лететь с данным углом атаки при пониженной температуре воздуха, которой соответствует и меньшая скорость звука, то и местная скорость, равная звуковой, возникнет при меньшей скорости полета (будет меньше критическая скорость полета), но отношение этой скорости полета к скорости звука, т. е. $M_{кр}$, будет таким же, как и при более высокой температуре воздуха.

Если полетное число M больше критического, наступает режим смешанного обтекания: наряду с дозвуковыми и звуковыми имеются и сверхзвуковые местные скорости обтекания.

Сверхзвуковой поток возникает там, где струйки потока расширяются, т. е. в основном над той частью поверхности тела, которая наклонена назад (рис. 2.04). Здесь проявляется известная нам первая особенность сверхзвукового потока.

Поскольку скорость полета меньше скорости звука, образовавшийся сверхзвуковой поток должен затормозиться и снова превратиться в дозвуковой. Исходя из второй особенности сверхзвукового

потока, мы можем утверждать, что сверхзвуковая область потока должна завершиться скачком уплотнения.

Соответственно ограниченному размеру этой области скачок уплотнения имеет небольшую протяженность. Поэтому, например, не бывает слышно на земле «хлопка» от самолета, летящего с дозвуковой скоростью.

Перед прямым скачком (рис. 2.04) часто возникает косой скачок вследствие утолщения пограничного слоя при переходе его из

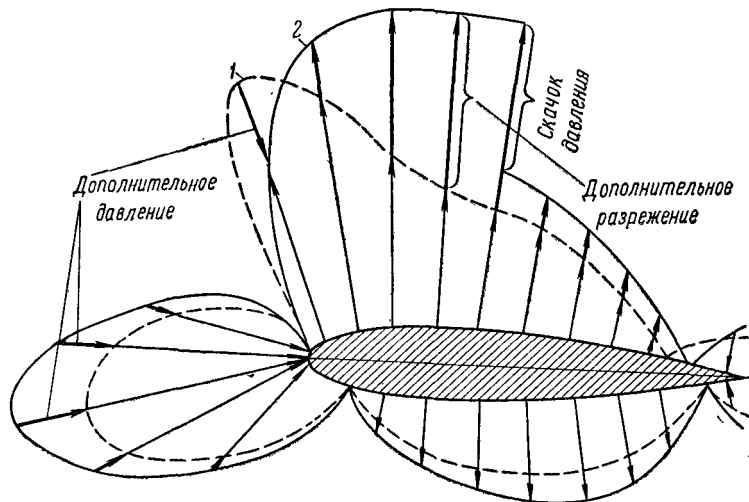


Рис. 2.05. Распределение давлений по крылу:
1 — при дозвуковом обтекании; 2 — при развившемся волновом кризисе

ламинарного в турбулентное состояние (рис. 1.26). Если весь пограничный слой турбулентный, то косых скачков при волновом кризисе не наблюдается.

Чем больше скорость полета превышает критическую, тем больше размеры сверхзвуковой зоны. При числах M , близких к единице, прямой скачок, замыкающий сверхзвуковую зону, становится хвостовым. Если скорость полета превысит скорость звука, то, кроме этих скачков, возникает головной скачок (рис. 1.07). При прямом головном скачке передняя часть тела обтекается дозвуковым потоком, который далее ускоряется и снова становится сверхзвуковым. Значит, и в этом случае обтекание смешанное.

Волновой кризис характеризуется иным распределением давления, чем обтекание чисто дозвуковое (рис. 2.05). Над участком крыла, обтекаемым сверхзвуковым потоком, возникает добавочное разрежение к тому, которое было бы при дозвуковом обтекании. Добавочное разрежение получается и за скачком: оно, как мы знаем, связано с потерей механической энергии в скачке.

Таким образом, характерной чертой распределения давления при волновом кризисе является понижение давления в области задней части крыла, приводящее, в частности, к росту лобового сопротивления.

Помимо перераспределения давлений, которое в итоге влияет на величины аэродинамических сил и моментов, действующих на самолет, при волновом кризисе нередко наблюдаются вибрации самолета. Они появляются вследствие двух причин: во-первых, скачок уплотнения, как правило, не стоит на одном месте, а непрерывно колеблется в продольном направлении, в связи с чем толчками изменяется величина аэродинамической силы крыла; во-вторых, при волновом кризисе наблюдается срыв потока с крыла, связанный с воздействием скачка уплотнения на пограничный слой.

§ 4. Распределение давлений при сверхзвуковом обтекании

Полностью сверхзвуковое обтекание крыла может быть лишь при сверхзвуковом полете и при условии, что перед крылом не возникает прямой скачок, так как лишь за косым скачком поток может остаться сверхзвуковым. Для этого необходимо, чтобы передняя кромка крыла была острой и число M в достаточной мере превышало единицу (см. таблицу в § 10, гл. 1). Профили с острой передней кромкой могут иметь различную форму (рис. 2.06).

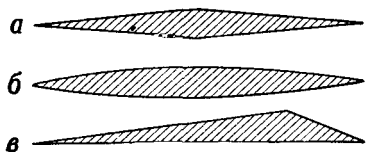


Рис. 2.06. Профили крыльев с острой передней кромкой:

а — ромбовидный; *б* — чечевицеобразный;
в — профиль крыла Циолковского

Рассмотрим обтекание сверхзвуковым потоком крыла ромбовидного профиля (рис. 2.07). Пусть угол атаки α мал, так что обе передние грани — $1-2$ и $1-3$ — обращены к набегающему потоку. Встреча потока с этими гранями приведет к образованию ударных волн — косых скачков уплотнения I и II . При этом

скачок II является более мощным: он сильнее отклоняет и тормозит поток, чем скачок I . Будь грань $1-2$ параллельна набегающему потоку, скачка I не случилось бы вовсе.

Наличие скачков I и II говорит о том, что поверхности $1-2$ и $1-3$ испытывают положительное избыточное давление, причем поверхность $1-3$ — большее (рис. 2.07, б). Местные скорости у этих поверхностей (особенно у поверхности $1-3$) меньше скорости невозмущенного потока, что видно и по сужению струек за скачками.

Позади ребер 2 и 3, где проходные сечения увеличиваются, скорость сверхзвукового потока возрастает. Здесь создается отрицательное избыточное давление (разрежение).

Хвостовые скачки III и IV восстанавливают прежнее направление невозмущенного воздушного потока, причем скачок III мощ-

нее скачка *IV*, так как поворачивает поток на больший угол и сильнее его тормозит.

Если угол атаки увеличить настолько, что поверхность 1—2 будет «затенена» от набегающего потока передней кромкой, то на этой поверхности получится не положительное избыточное давление, а разрежение, причем на всей нижней поверхности давление будет повышенным. Из четырех косых скачков сохранятся только

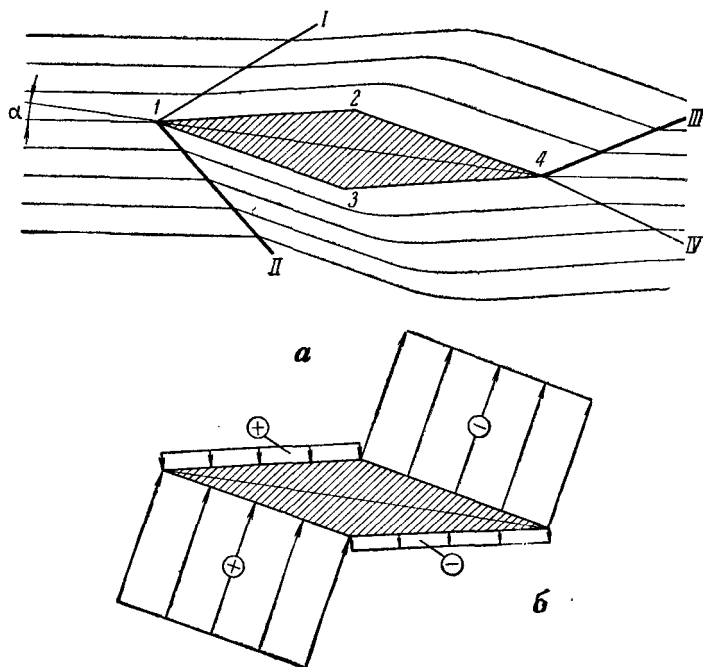


Рис. 2.07. Сверхзвуковое обтекание крыла ромбовидного профиля:

a — спектр обтекания (без учета пограничного слоя); *б* — распределение давления

два — *II* и *III*, но они станут более мощными. На рис. 2.08 показаны спектр сверхзвукового обтекания чечевицеобразного профиля и соответствующая картина давлений.

Если сравнить рис. 2.07 и 2.08 с рис. 2.02, можно подметить весьма существенное различие между распределениями давления при дозвуковом и сверхзвуковом обтекании. При дозвуковом обтекании поверхности крыла, обращенные к потоку, испытывают не только повышенное давление; часть этих поверхностей подвержена действию разрежения, вследствие которого создается некоторая подсасывающая сила, тянущая крыло вперед и в известной степени компенсирующая действие положительного из-

быточного давления, толкающего крыло назад. И на задних поверхностях наряду с разрежением, тянущим крыло назад, есть участки с положительным избыточным давлением, толкающим крыло вперед.

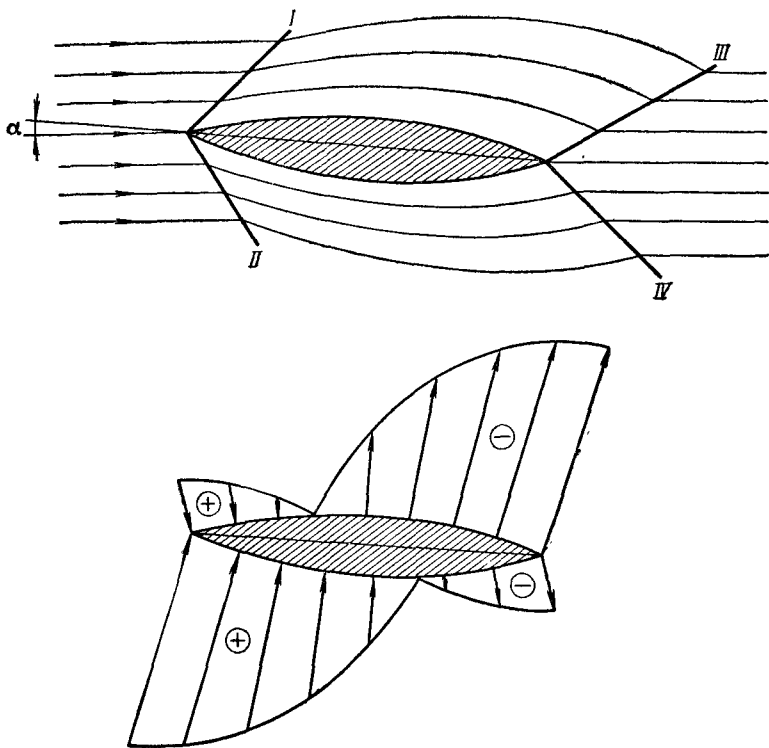


Рис. 2.08. Сверхзвуковое обтекание чечевицеобразного профиля

Ничего подобного нет при сверхзвуковом обтекании: здесь на передние поверхности действует только положительное избыточное давление, а на «затененные» задние поверхности — разрежение. Подсасывающей силы при сверхзвуковом обтекании нет.

§ 5. Избыточное давление при сверхзвуковом обтекании

Величину избыточного давления при сверхзвуковом обтекании можно определить исходя из следующих соображений. Пусть сверхзвуковой поток со скоростью V набегае под углом δ на поверхность крыла (рис. 2.09).

При сложении скорости V со скоростью перемещения воздуха U_Φ , вызываемого ударной волной, получается скорость V_1 потока за скачком, направленная параллельно поверхности.

Из построенных треугольников видно, что

$$U_\Phi \cos \beta = V \sin \delta,$$

откуда

$$U_\Phi = V \frac{\sin \delta}{\cos \beta}.$$

Избыточное давление $p_{изб}$ на поверхности крыла равно скачкообразному повышению давления Δp_Φ во фронте ударной волны; но

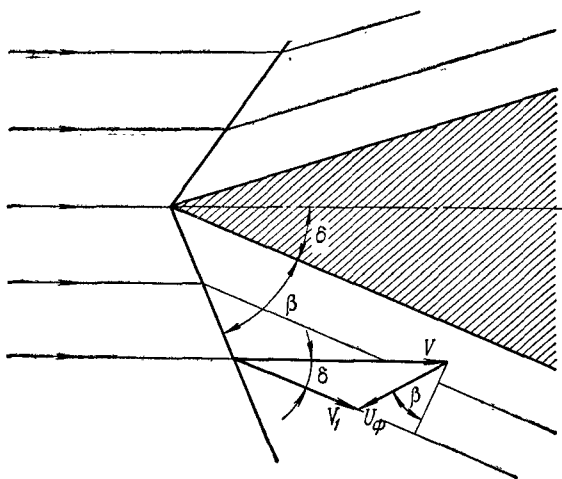


Рис. 2.09. К определению избыточного давления при сверхзвуковом обтекании

Δp_Φ связано с U_Φ уравнением (1.06); подставив в это уравнение найденное выражение для U_Φ , после несложных преобразований получим

$$\Delta p_\Phi = \rho V D \frac{\sin \delta}{\cos \beta}.$$

Выразим $\cos \beta$ через число M , для чего допустим, что угол δ очень небольшой (так часто и бывает на практике), тогда можно считать, что $D \approx a$, так как ударная волна получится слабой.

Но так как ранее было указано, что $\beta \approx \varphi_{сл}$, а из формулы (1.12) известно, что

$$\sin \varphi_{сл} = \frac{1}{M},$$

$$\begin{aligned}\cos \beta &= \sqrt{1 - \sin^2 \beta} \approx \sqrt{1 - \sin^2 \varphi_{\text{сл}}} = \\ &= \sqrt{1 - \frac{1}{M^2}} = \frac{\sqrt{M^2 - 1}}{M}.\end{aligned}$$

Подставив в выражение для $\Delta p_{\text{ф}}$ эти приближенные значения D и $\cos \beta$ и имея в виду, что $Ma = V$, получим

$$\Delta p_{\text{ф}} = \rho V^2 \frac{\sin \delta}{\sqrt{M^2 - 1}}. \quad (2.03)$$

Заменим $p_{\text{изб}}$ в формуле (2.01) значением $\Delta p_{\text{ф}}$ из последнего равенства и, преобразовав, получим следующую формулу коэффициента давления при сверхзвуковом обтекании:

$$\bar{p} = \frac{2 \sin \delta}{\sqrt{M^2 - 1}}. \quad (2.04)$$

Итак, при увеличении числа M величина $\bar{p}$ уменьшается. Как видно из формулы (2.01), это означает, что при увеличении сверхзвуковой скорости полета избыточное давление растет медленнее квадрата скорости.

Формулу (2.04) можно несколько упростить, имея в виду, что для малых углов

$$\sin \delta = 0,0175\delta^\circ,$$

где δ° — угол наклона поверхности в градусах.

Тогда

$$\bar{p} = \frac{0,035\delta^\circ}{\sqrt{M^2 - 1}}. \quad (2.05)$$

Для определения величины отрицательного коэффициента давления на «затененной» поверхности (например, на поверхности 2—4, рис. 2.07) воспользуемся таким рассуждением: хвостовой скачок *III* поворачивает поток на угол, равный углу наклона задней поверхности 2—4; поскольку мы рассматриваем тонкие профили и малые углы, то поток перед этим скачком мало отличается от невозмущенного потока; следовательно, перепад давления $\Delta p_{\text{ф}}$ должен получиться примерно той же величины, что и в скачке *II*, отклоняющем поток на такой же угол. Но за скачком *III* поток становится таким же, как и перед крылом; значит, давление перед ним меньше, чем в невозмущенном потоке, на величину $\Delta p_{\text{ф}}$, определяемую формулой (2.03).

Итак, можно считать, что формулы (2.04) и (2.05) пригодны для приближенного расчета коэффициентов давления и на задних поверхностях, но угол δ нужно брать со знаком «минус», тогда отрицательной получится и величина $\bar{p}$.

При больших значениях δ и числа M расчет разрежения по этим формулам дает завышенные результаты. Действительно, величина

избыточного давления на передней поверхности может составить, например, 200 или 500 % давления в невозмущенном потоке. Таким же получится по расчету и разрежение на задней поверхности, тогда как фактически разрежение не может быть более 100 % (100-процентное разрежение — это полный вакуум).

Дополнительную неточность в расчет вносит еще и тот факт, что пограничный слой, утолщаясь к задней кромке, также несколько уменьшает величину разрежения, поскольку он как бы уменьшает наклон задней поверхности. В случае отрыва пограничного слоя вблизи задней кромки разрежение еще более уменьшается.

Интересно проследить, как изменяется роль положительных и отрицательных избыточных давлений в создании аэродинамических сил по мере увеличения полетного числа M . При дозвуковом обтекании разрежения могут быть значительно больше положительных избыточных давлений, что легко доказать, пользуясь формулой (2.02).

Действительно, положительное значение $\bar{p}$ не может быть больше единицы ($\bar{p}=1$ при $V_{\text{мест}}=0$), а отрицательные величины $\bar{p}$ могут быть более значительными (например, при $V_{\text{мест}}=2V$ получим $\bar{p}=-3$). При умеренных сверхзвуковых скоростях отрицательные и положительные избыточные давления примерно одинаковы (см. рис. 2.07, 2.08). Наконец, при очень больших сверхзвуковых скоростях главную роль играют положительные избыточные давления. Эти скорости принято называть гиперзвуковыми¹. При гиперзвуковых скоростях допущение, что $D \approx a$, принятое нами при выводе формулы (2.04), приводит уже к очень большим ошибкам и эта формула не годится для расчета не только отрицательных, но и положительных избыточных давлений. Кроме того, сильный нагрев воздуха при гиперзвуковых скоростях приводит к диссоциации (расщеплению) и ионизации молекул, ввиду чего свойства воздуха существенно меняются. Если не учитывать это, в расчетах появятся дополнительные ошибки. Существует приближенный способ определения избыточных давлений при гиперзвуковых скоростях, согласно которому на «затененных» участках поверхности тела получается вакуум, а положительный коэффициент давления равен

$$\bar{p} = 2 \sin^2 \delta,$$

где δ — угол встречи невозмущенного гиперзвукового потока с поверхностью тела.

Если сравнить последнюю формулу с формулой (2.04), то можно заметить, что с увеличением δ избыточные давления при гиперзвуковых скоростях растут значительно сильнее, чем при умеренных сверхзвуковых скоростях.

¹ Четкой границы между умеренными сверхзвуковыми и гиперзвуковыми скоростями нет. Чем больше угол встречи потока с поверхностью тела, тем раньше (при меньших числах M) поток можно считать гиперзвуковым. Иногда ориентировочно считают гиперзвуковыми скорости, соответствующие числам $M > 5$.

§ 6. Образование подъемной силы

Подъемная сила создается крылом за счет разности средних давлений снизу и сверху. Если профиль крыла симметричный и угол атаки равен нулю (рис. 2.02), то обтекание является симметричным, давления под крылом и над ним одинаковы и подъемной силы не возникает. Это справедливо и для дозвукового обтекания, и для смешанного, и для сверхзвукового. Крыло симметричного профиля создает подъемную силу только при угле атаки, отличном от нуля.

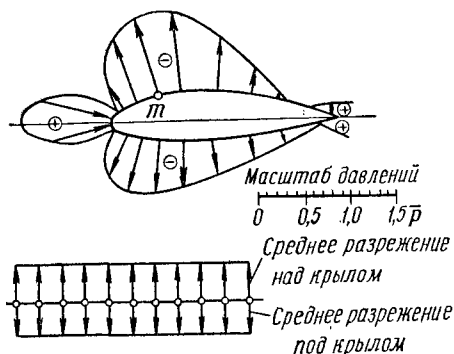


Рис. 2.10. Распределение давлений на поверхностях двояковыпуклого несимметричного профиля при $\alpha = 0^\circ$; m — точка минимального давления

В этом случае средняя скорость потока над крылом больше, чем под ним, вследствие большей кривизны верхней поверхности крыла, и в соответствии с законом Бернулли давление сверху оказывается меньше, чем снизу.

Влияние несимметричности профиля (а также установки крыла под некоторым углом атаки) на обтекание можно рассматривать как добавление некоторого потока к тому, который имеется при симметричном обтекании. Этот добавочный поток представляет собой круговое (циркуляционное) движение воздуха,

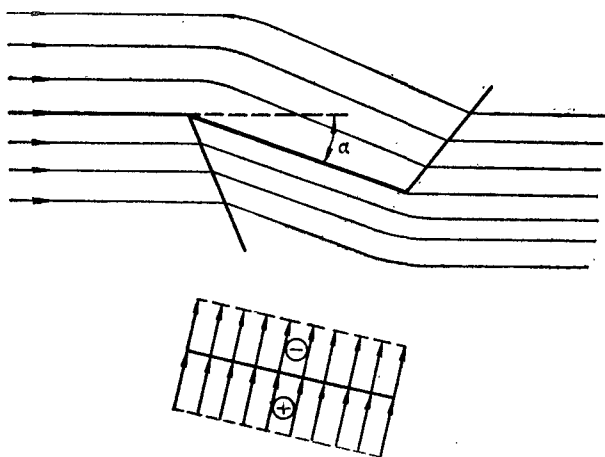


Рис. 2.11. Сверхзвуковое обтекание плоской пластинки

в нашем случае — по часовой стрелке, которое увеличивает среднюю скорость потока над крылом и уменьшает ее под ним, что и приводит к созданию разности давлений и образованию подъемной силы. Такая циркуляционная природа подъемной силы была впервые установлена в начале нынешнего века великим русским ученым Н. Е. Жуковским. Созданная им на этой основе теория крыла сыграла огромную роль в развитии авиации.

Рассмотрим теперь возникновение подъемной силы при сверхзвуковом обтекании. На рис. 2.11 показано обтекание сверхзвуковым потоком тонкой плоской пластинки. Нижняя поверхность пластинки составляет с невозмущенным потоком положительный угол атаки α , а верхняя — такой же отрицательный угол.

Над пластинкой получается отрицательное избыточное давление (разрежение), а под ней — положительное, следовательно, возникает подъемная сила.

Из рис. 2.07 и 2.08 видно, что при сверх-

звуковом обтекании крыльев ромбовидного и чечевицеобразного профилей, установленных под положительным углом атаки к потоку, средние давления снизу больше, чем сверху. Значит, эти крылья создают подъемную силу.

При угле атаки, равном нулю, подъемную силу не создает в случае сверхзвукового обтекания крыло не только симметричного, но и несимметричного профиля (рис. 2.12): на переднюю часть верхней поверхности крыла, где избыточное давление положительно, действует сила, направленная вниз и примерно равная силе, создаваемой разрежением на задней поверхности и направленной вверх. При дозвуковом обтекании разрежение создалось бы и над передней частью крыла.

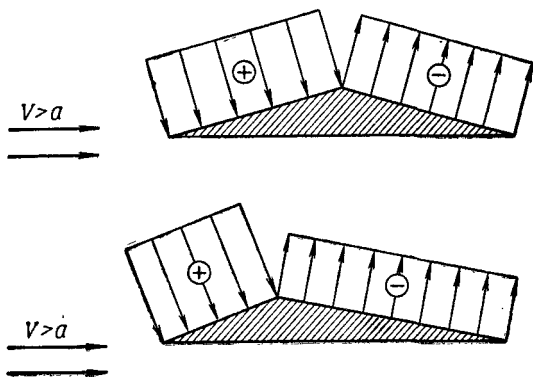


Рис. 2.12. Распределение давлений при сверхзвуковом обтекании несимметричного профиля в угле атаки, равном нулю

§ 7. Формула подъемной силы

Величина подъемной силы равна произведению разности средних избыточных давлений под крылом ($p_{изб. \text{ ниж}}$) и над ним ($p_{изб. \text{ верх}}$) на площадь крыла S :

$$Y = (p_{изб. \text{ ниж}} - p_{изб. \text{ верх}}) S.$$

Так как из равенства (2.01) видно, что

$$p_{изб} = \bar{p} \frac{\rho V^2}{2},$$

то можем написать

$$Y = (\bar{p}_{\text{ниж}} - \bar{p}_{\text{верх}}) \frac{\rho V^2}{2} S.$$

Заключенная в скобки разность средних коэффициентов давлений под крылом и над ним называется коэффициентом подъемной силы и обозначается c_y . Заменяв разность $\bar{p}_{\text{ниж}} - \bar{p}_{\text{верх}}$ на c_y , получим следующую формулу подъемной силы:

$$Y = c_y \frac{\rho V^2}{2} S. \quad (2.06)$$

Скоростной напор $\frac{\rho V^2}{2}$ можно выразить через ρ и число M . Если воспользоваться формулами (1.11), (1.09) и (1.01), получим

$$V^2 = a^2 M^2 = 400 T M^2 = \frac{400 p}{286 \rho} M^2 = 1,4 \frac{p}{\rho} M^2,$$

откуда

$$\frac{\rho V^2}{2} = 0,7 p M^2. \quad (2.07)$$

Выражение скоростного напора через ρ и M удобно в тех случаях, когда скорость полета дана в виде числа M . Используя это выражение, получим такую формулу подъемной силы:

$$Y = 0,7 c_y S p M^2. \quad (2.08)$$

Величину c_y можно определить различными путями: замером подъемной силы и скоростного напора в аэродинамической трубе или в полете с последующим расчетом по формуле (2.06), замером избыточных давлений по поверхности крыла с последующим расчетом коэффициентов давлений и, наконец, путем теоретического расчета.

Приведем вывод формулы для приближенного теоретического расчета c_y плоской пластинки при сверхзвуковом обтекании (рис. 2.11). Воспользуемся формулой (2.05), причем учтем, что на нижней поверхности $\delta = \alpha$, а на верхней поверхности $\delta = -\alpha$; тогда

$$c_y = \bar{p}_{\text{ниж}} - \bar{p}_{\text{верх}} = \frac{0,035 \alpha^\circ}{\sqrt{M^2 - 1}} - \frac{-0,035 \alpha^\circ}{\sqrt{M^2 - 1}},$$

или

$$c_y = \frac{0,07 \alpha^\circ}{\sqrt{M^2 - 1}}, \quad (2.09)$$

где α° — угол атаки в градусах.

Эта формула применима и к профилированным крыльям, например, для случаев, показанных на рис. 2.07 и 2.08. Действи-

тельно, при $\alpha=0$ профиль в сверхзвуковом потоке имеет $c_y=0$. Повернув профиль на некоторый положительный угол α , мы во всех точках нижней поверхности повышаем, а верхней понижаем коэффициенты давления на величину $\frac{0,035 \alpha^2}{\sqrt{M^2-1}}$ и получаем такую же разность средних давлений, как и при плоской пластинке.

Формула (2.09) является приближенной потому, что не учитывает понижения разности давлений вблизи концов крыла за счет перетекания воздуха снизу вверх и влияния пограничного слоя. К тому же неточна и исходная формула (2.05), особенно для расчета разрежений. Существуют более точные формулы, однако при числах M до 3—3,5 удовлетворительные результаты дает и формула (2.09).

Физический смысл коэффициента подъемной силы прост: этот коэффициент показывает, насколько хорошо используется скоростной напор воздушного потока для создания подъемной силы. Если, например, $c_y=0,5$, это означает, что приходящаяся на 1 м² крыла подъемная сила равна половине скоростного напора.

От каких же факторов зависит величина c_y , выражающего способность крыла создавать подъемную силу?

Поскольку коэффициент подъемной силы является разностью коэффициентов давления, он зависит от тех же факторов, что и последние. Учитывая сказанное о коэффициентах давления в § 2 и 5 этой главы, можно утверждать, что на величину коэффициента подъемной силы влияют: 1) форма самолета и в первую очередь крыла, которое принимает главное участие в создании подъемной силы; 2) угол атаки (ориентировка самолета относительно потока); 3) число M (когда оно настолько велико, что заметно проявление сжимаемости воздуха).

При очень малых числах M (в аэродинамике малых скоростей) можно считать, что коэффициент c_y отражает влияние на величину подъемной силы только первых двух факторов — формы и угла атаки и не зависит от числа M . При околозвуковых скоростях на величину c_y существенно влияют все три фактора, а при сверхзвуковом обтекании можно в первом приближении пренебречь влиянием формы (по крайней мере, формы профиля крыла) и считать c_y зависящим только от угла атаки и числа M согласно формуле (2.09).

При больших углах атаки, когда возможно развитие срыва потока, величина c_y зависит также от числа Рейнольдса, но мы эту зависимость рассматривать не будем.

§ 8. Лобовое сопротивление самолета

Лобовое сопротивление самолета можно для удобства изучения делить на составные части (рис. 2.13). Названия их зависят от признака деления. С одним из них мы уже знакомы: в зависимости

от того, как приложены к поверхности самолета силы, создающие лобовое сопротивление самолета, оно делится на сопротивление трения и сопротивление давления:

$$Q = Q_{\text{тр}} + Q_{\text{дав.}}$$

Сопротивление трения образуется силами, направленными вдоль поверхности, а сопротивление давления — силами, приложенными под прямым углом к поверхности.

Другой признак деления — какими частями самолета создается сопротивление. По этому признаку сопротивление самолета также делится на две части: на сопротивление крыла и сопротивление всех остальных частей самолета (вредное сопротивление):

$$Q = Q_{\text{крыла}} + Q_{\text{вр.}}$$

Третий признак — наличие связи сопротивления с подъемной силой. По этому признаку опять-таки получаем два слагаемых: индуктивное и безындуктивное сопротивление, т. е.

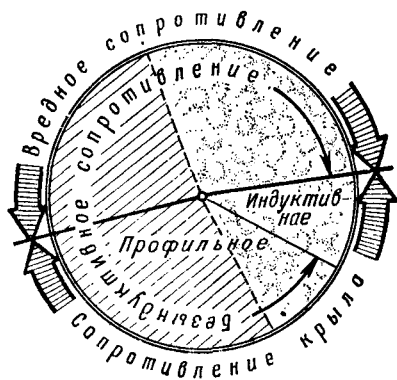
$$Q = Q_0 + Q_{\text{инд.}}$$

Индуктивное сопротивление $Q_{\text{инд}}$ — часть лобового сопротивления самолета, связанная с образованием подъемной силы.

Безындуктивное сопротивление Q_0 не связано с подъемной силой; это то сопротивление, которое останется, если при данной скорости полета уменьшением угла атаки довести подъемную силу до нуля.

Если считать, что подъемная сила создается только крылом, то индуктивное сопротивление можно рассматривать как часть сопротивления крыла, причем другая часть сопротивления крыла (профильное сопротивление) вместе с вредным сопротивлением самолета образует безындуктивное сопротивление. Последнее создается силами и трения, и давления, а индуктивное сопротивление, как и порождающая его подъемная сила, — давлением.

Необходимо отметить, что всякое сопротивление для своего преодоления требует затраты некоторой работы или, иначе говоря, связано с потерей кинетической энергии потока, набегающего на самолет, с переходом механической энергии в тепловую.



 - Сопротивление трения

 - Сопротивление давления

Рис. 2.13. Составные части лобового сопротивления самолета

§ 9. Сопротивление трения

Сопротивление трения связано с вязкостью воздуха, которая проявляется в пограничном слое. Здесь и происходит переход механической энергии в тепловую, связанный с сопротивлением трения.

Величина сопротивления трения весьма сильно зависит от структуры пограничного слоя. Например, если ламинарный пограничный слой на переднем участке гладкого крыла размахом 10 м при скорости полета 720 км/час создает сопротивление трения 13 кг, то при турбулентном пограничном слое это сопротивление возрастает до 80 кг, т. е. в 6 раз.

Если к тому же поверхность крыла шероховатая, то сопротивление трения при турбулентном пограничном слое может еще увеличиться примерно вдвое.

Чем больше скорость полета, тем относительно выгоднее ламинарный пограничный слой. Дело в том, что сопротивление трения при ламинарном слое растет пропорционально $V^{1,5}$, а при турбулентном — в более сильной степени: если поверхность гладкая — пропорционально $V^{1,8}$, а если шероховатая — пропорционально V^2 .

Таким образом, шероховатость поверхности самолета играет двоякую роль: она влияет, во-первых, на положение точки перехода ламинарного пограничного слоя в турбулентный и, во-вторых, на сопротивление трения при турбулентном пограничном слое.

Увеличение сопротивления за счет шероховатости объясняется тем, что к силе трения в ламинарном подслое добавляется сопротивление давления бугорков шероховатости, которое условно включается в сопротивление трения.

При техническом обслуживании необходимо добиваться сохранения гладкой обшивки самолетов, чтобы не допустить повышения сопротивления трения, приводящего к снижению летно-тактических характеристик (скорости, дальности и др.).

В самолетостроении широко применяются так называемые ламинарные профили. Они имеют увеличенный ламинарный участок пограничного слоя, но при обязательном условии, что поверхность крыла не имеет шероховатости.

§ 10. Сопротивление давления

Сопротивление давления возникает вследствие того, что среднее давление спереди тела превышает среднее давление сзади него. Величина сопротивления давления равна произведению разности этих средних давлений на площадь миделевого сечения (проекции тела на плоскость, перпендикулярную к потоку).

В зависимости от того, как происходит переход кинетической энергии потока в тепловую, сопровождающий образование сопротивления давления, оно может быть или вихревым, или волновым.

Вихревое сопротивление связано с возникновением позади тела завихрений, т. е. вращательных движений воздуха, которые постепенно затухают за счет вязкости воздуха, при этом выделяется тепло. Волновое сопротивление связано с переходом механической энергии в тепловую в скачках уплотнения (гл. 1).

При докритических скоростях полета может возникать только вихревое сопротивление давления, а при сверхкритических — как вихревое, так и волновое.

§ 11. Сопротивление формы

К вихревому сопротивлению давления относится так называемое сопротивление формы, связанное с образованием вихрей, оси вращения которых перпендикулярны к направлению воздушного потока. Сопротивлением формы при докритических скоростях полета является все безындуктивное сопротивление давления, при сверхкритических скоростях — часть этого сопротивления.

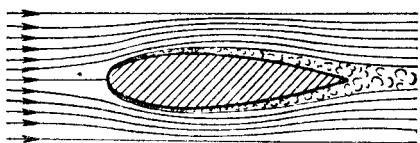
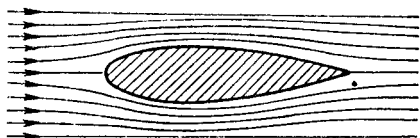


Рис. 2.14. Искажение пограничным слоем спектра обтекания тела

Возникновение сопротивления формы теснейшим образом связано с пограничным слоем. Если бы воздух не обладал вязкостью, то при докритических скоростях полета сопротивление давления тела любой формы равнялось бы нулю. Этот парадокс, открытый в XVIII в. Эйлером, объясняется тем, что давления, действующие на переднюю и заднюю поверхности, взаимно уравниваются.

Пограничный слой искажает картину обтекания, что приводит к перераспределению давления и возникновению сопротивления давления. При дозвуковом обтекании без отрыва пограничного слоя (рис. 2.14), когда последний прилегает к поверхности тела до самой задней точки, сопротивление формы возникает в результате понижения давления на заднюю часть тела. Такое понижение вызывается уменьшением проходного сечения струек основного потока утолщенным пограничным слоем. Величина сопротивления при этом очень невелика. Создание этого сопротивления сопровождается образованием слабых вихрей в тонком следе, образуемом из пограничного слоя.

Во много раз больше сопротивление формы у тел, обтекаемых с отрывом пограничного слоя, т. е. со срывом потока. Размеры завихренного следа и самих вихрей при этом весьма значительны (рис. 1.25), что свидетельствует о больших потерях энергии поступательного движения потока.

§ 12. Волновое сопротивление

Волновое сопротивление создается в результате распределения давления, характерного для обтекания тела с образованием скачков уплотнения.

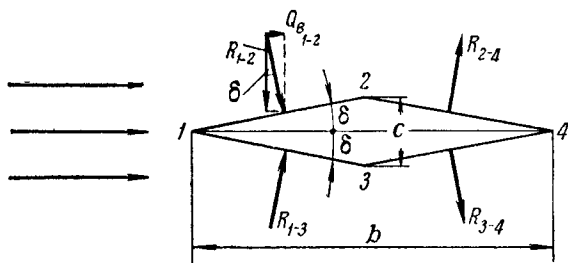


Рис. 2.15. Волновое сопротивление ромбовидного профиля

Рассмотрим сверхзвуковое обтекание ромбовидного профиля при нулевом угле атаки (рис. 2.15). Как нам уже известно, на передние поверхности (1—2 и 1—3) действуют положительные избыточные давления, а на задние (2—4 и 3—4) — отрицательные. И те и другие создают сопротивления давления — волновое сопротивление Q_v . Точно так же нетрудно обнаружить волновое сопротивление и по картинам давления на рис. 2.07 и 2.08.

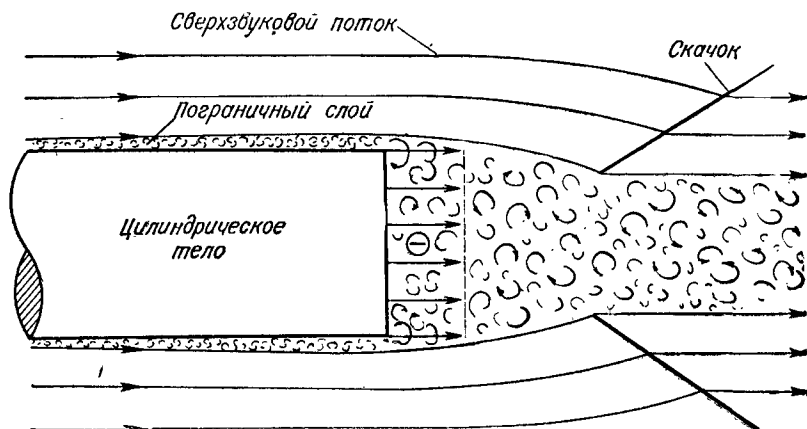


Рис. 2.16. Возникновение донного сопротивления

Значительно больше волновое сопротивление при набегаии сверхзвукового потока на крыло с закругленной (тупой) носовой частью, так как при этом образуется прямой скачок уплотнения, характеризующийся более высоким избыточным давлением, чем косой скачок.

Если фюзеляж или корпус снаряда имеет в хвостовой части срез (рис. 2.16), то отрыв пограничного слоя создает за срезом вихревую зону. Разрежение в этой зоне, которое при больших сверхзвуковых скоростях близко к вакууму, действуя на срез, создает донное сопротивление. По своей природе оно является частично вихревым, а частично волновым, так как наряду с вихрями образуются и хвостовые скачки уплотнения, показанные на рисунке.

Волновое сопротивление наблюдается и при дозвуковых скоростях полета, но превышающих критическую, т. е. в условиях волнового кризиса. Возникновение волнового сопротивления в этом случае легко понять из рис. 2.05, если обратить внимание на то, что дополнительное разрежение действует на заднюю, а дополнительное давление — на переднюю поверхность крыла.

§ 13. Индуктивное сопротивление

Индуктивным сопротивлением мы будем называть прирост лобового сопротивления давления, связанный с созданием подъемной силы.

При дозвуковых скоростях полета образование индуктивного сопротивления объясняется скосом потока, сопутствующим созданию подъемной силы. Если крыло под действием потока создает подъемную силу, направленную вверх, то с такой же силой оно действует на воздух. Под воздействием крыла воздух отбрасывается вниз, т. е. приобретает некоторую вертикальную скорость V_v . Эта скорость пропорциональна подъемной силе и обратно пропорциональна массе воздуха, взаимодействующей с крылом в единицу времени. Если перед крылом поток был горизонтален, то позади него

он скошен на некоторый угол ν (рис. 2.17, а). Среднюю величину угла скоса в пределах крыла (здесь скос нарастает постепенно) обозначим буквой ϵ . Для того чтобы создалась нужная подъемная сила Y , крыло должно иметь относительно направления полета угол атаки α , равный сумме истинного угла атаки $\alpha_{ист}$ и угла скоса ϵ (рис. 2.18, а). Если бы скоса потока не было (рис. 2.18, б), то крыло нужно было бы установить к направлению полета под углом, равным $\alpha_{ист}$.

В обоих случаях полные аэродинамические силы $R_{аэр}$

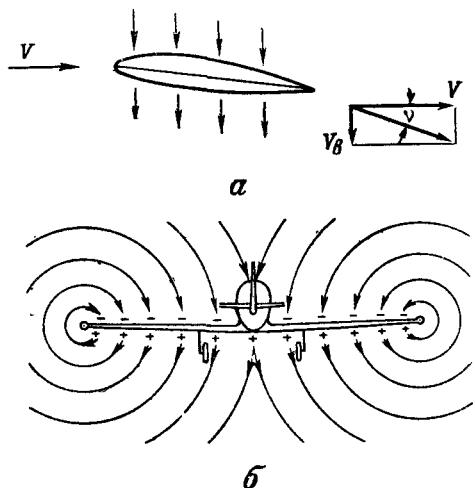


Рис. 2.17. Воздействие крыла на воздушный поток при создании подъемной силы: а — образование скоса потока; б — образование концевых вихрей

были бы примерно равными (поскольку равны $\alpha_{ист}$) и одинаково ориентированными относительно профиля. Однако относительно направления полета (в данном случае горизонтального) сила $R_{азр}$ при наличии скоса, как видим, сильнее отклонена назад. Поэтому и лобовое сопротивление Q больше, чем в идеальном случае (рис. 2.18, б), как раз на величину индуктивного сопротивления.

Случай, показанный на рис. 2.18, б, нереален. Он мог бы иметь место при взаимодействии с крылом бесконечно большой массы воздуха, т. е. при бесконечно большом размахе крыла, что на самом деле исключено.

Для расчета величины индуктивного сопротивления удобнее исключить профильное сопротивление, которое направлено вдоль истинного потока. Тогда вместо $R_{азр}$ останется сила $Y_{ист}$, перпендикулярная к этому направлению (рис. 2.19). При наличии скоса она дает горизонтальную (против направления полета) составляющую, равную Y_{ϵ} (угол ϵ в радианах). Это и есть индуктивное сопротивление. При отсутствии скоса сила $Y_{ист}$ перпендикулярна к направлению полета и индуктивное сопротивление равно нулю.

По своей природе индуктивное сопротивление при дозвуковой скорости полета является вихревым. Как видно из рис. 2.17, б, при перетекании воздуха через концы крыльев образуются два концевых вихря, оси которых примерно параллельны направлению полета. Концевые вихри обнаруживаются позади самолета на расстояниях сотен и даже тысяч метров. Попадание самолета в область концевого вихря другого самолета сопровождается нарушением равновесия (накрениение и т. п.).

На первый взгляд может показаться, что индуктивное сопротивление должно возникать и без скоса потока за счет увеличения миделевого сечения при увеличении угла атаки. Действительно, если бы крыло представляло собой бесконечно тонкую плоскую пластинку, то равнодействующая сил давления R_d была бы пер-

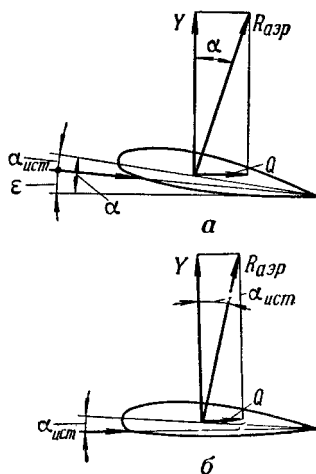


Рис. 2.18. Лобовое сопротивление крыла:

а — при наличии скоса потока; б — без скоса потока

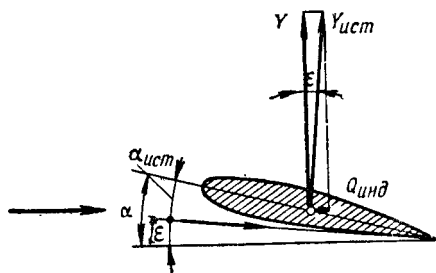


Рис. 2.19. Индуктивное сопротивление крыла

пендикулярна к этой пластинке (рис. 2.20) и имела горизонтальную составляющую — индуктивное сопротивление — даже при отсутствии скоса потока. Потеря кинетической энергии при этом произошла бы в связи со срывом потока и вихреобразованием за острой передней кромкой.

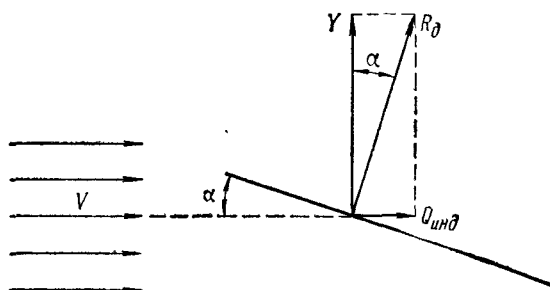


Рис. 2.20. Индуктивное сопротивление тонкой плоской пластинки

Чтобы избежать этого, передняя кромка дозвуковых крыльев делается закругленной. При обтекании на увеличенных углах атаки на ее поверхности создается значительное разрежение (рис. 2.21). Получающаяся при этом подсасывающая сила, направленная вперед, уравнивает силу, направленную назад.

Поэтому индуктивное сопротивление при отсутствии скоса оказывается равным нулю.

При наличии скоса потока индуктивное сопротивление имеется, но оно было бы значительно большим, если бы не было подсасывающей силы.

При сверхзвуковой скорости полета индуктивное сопротивление является по своей природе в основном волновым. Пусть,

Рис. 2.21. Картина давления на профиле крыла с закругленной передней кромкой при дозвуковом обтекании и положительном угле атаки

например, крыло сделано в виде тонкой пластинки (рис. 2.11). В сверхзвуковом потоке равнодействующая сил давления R_d и индуктивное сопротивление получаются так же, как показано на рис. 2.20. Но в данном случае потеря энергии потока связана со скачками уплотнения (головного вниз и хвостового вверх). Правда, и при сверхзвуковой скорости часть индуктивного сопротивления связана с образованием вихрей, но эта часть сравнительно невелика.

§ 14. Формула лобового сопротивления

Расчет лобового сопротивления самолета выполняется по одной из следующих двух формул, аналогичных формулам подъемной силы:

$$Q = c_x S \frac{\rho V^2}{2} \quad (2.10)$$

и

$$Q = 0,7 c_x S \rho M^2. \quad (2.11)$$

Коэффициент лобового сопротивления самолета c_x — это выраженное в долях скоростного напора лобовое сопротивление самолета, приходящееся на каждый квадратный метр площади крыла.

Соответственно составным частям сопротивления самолета можно рассматривать и составные части его коэффициента: коэффициент сопротивления давления и коэффициент сопротивления трения; коэффициент безындуктивного сопротивления c_{x_0} и коэффициент индуктивного сопротивления $c_{x_{\text{инд}}}$; коэффициент волнового сопротивления и т. д. Например, можно написать

$$c_x = c_{x_0} + c_{x_{\text{инд}}}. \quad (2.12)$$

Сопротивление давления и подъемная сила являются составляющими равнодействующей сил давления. Поэтому коэффициент сопротивления давления зависит от тех же трех факторов (формы самолета, угла атаки и числа M), что и коэффициент подъемной силы. Если бы при изменении сопротивления давления (за счет скорости, плотности воздуха, размеров самолета, угла атаки и т. д.) пропорционально ему изменялось и сопротивление трения, то и коэффициент лобового сопротивления самолета зависел бы только от указанных трех факторов. Но для такой пропорциональности нужно, во-первых, одно и то же состояние поверхности самолета и, во-вторых, неизменное число Рейнольдса. Учитывая, что эти условия могут быть нарушены, делаем вывод, что на коэффициент лобового сопротивления самолета должны влиять следующие факторы: 1) форма самолета; 2) угол атаки; 3) число M ; 4) состояние поверхности самолета; 5) число Рейнольдса.

В большинстве случаев влияние последнего фактора сравнительно невелико, и мы его рассматривать не будем.

§ 15. Профильно-волновое сопротивление при сверхзвуковом обтекании

Рассчитаем волновое сопротивление ромбовидного профиля при нулевом угле атаки, т. е. при $c_y = 0$ (рис. 2.15). Оно входит в профильное сопротивление крыла и может быть названо профильно-волновым. Сопротивление, создаваемое гранью 1—2, равно

$$Q_{в1-2} = R_{1-2} \sin \delta = \bar{p}_{1-2} \frac{\rho V^2}{2} S_{1-2} \sin \delta,$$

где R_{1-2} — сила избыточного давления, действующая на грань 1—2;

S_{1-2} — площадь грани 1—2;

p_{1-2} — коэффициент давления на этой грани.

Полное волновое сопротивление создается четырьмя гранями, поэтому равно

$$Q_B = 4 \bar{p}_{1-2} \frac{\rho V^2}{2} S_{1-2} \sin \delta.$$

Ввиду того что δ мало, можно считать $\sin \delta \approx \operatorname{tg} \delta$, или

$$\sin \delta \approx \frac{c}{b},$$

$$S_{1-2} = \frac{S}{2},$$

где S — площадь крыла.

Подставив эти выражения, а также выражение для $\bar{p}$ из формулы (2.04), получим

$$Q_B = \frac{4 \left(\frac{c}{b} \right)^2}{\sqrt{M^2 - 1}} \cdot \frac{\rho V^2}{2} S.$$

Следовательно, коэффициент профильно-волнового сопротивления равен

$$c_{x_B} = \frac{4 \left(\frac{c}{b} \right)^2}{\sqrt{M^2 - 1}}. \quad (2.13)$$

§ 16. Расчет индуктивного сопротивления

Рассмотрим сначала случай дозвукового обтекания (рис. 2.19). Допустим, что за счет увеличения угла атаки крыла подъемная сила $Y_{ист}$ возросла втрое. При этом $Q_{инд}$ возрастет в девять раз, так как одновременно пропорционально $Y_{ист}$, т. е. тоже втрое, возрастет и скос потока ϵ , а $Q_{инд} \approx Y_{ист} \epsilon$. Следовательно, индуктивное сопротивление растет пропорционально квадрату подъемной силы; при неизменной скорости эта зависимость относится и к коэффициентам; поэтому можем написать

$$c_{x_{инд}} = A c_y^2. \quad (2.14)$$

Коэффициент пропорциональности A , показывающий быстроту роста $c_{x_{инд}}$ с увеличением c_y^2 , назовем показателем индуктивности самолета.

Если подставить выражение $c_{x_{инд}}$ в формулу лобового сопротивления, предварительно найдя c_y из равенства (2.06), то получим формулу индуктивного сопротивления в таком виде:

$$Q_{инд} = \frac{A Y^2}{S \frac{\rho V^2}{2}}. \quad (2.15)$$

Этой формулой удобно пользоваться в тех случаях, когда заранее известна величина подъемной силы (в горизонтальном полете, при вираже и т. д.).

Формулы (2.14) и (2.15) справедливы и для индуктивного сопротивления волнового характера, возникающего при сверхзвуковом обтекании. Например, при таком обтекании плоской пластинки (рис. 2.11 и 2.20)

$$Q_{\text{инд}} = Y \operatorname{tg} \alpha \approx 0,0175 Y \alpha^{\circ}$$

или

$$c_{x_{\text{инд}}} = 0,0175 c_y \alpha^{\circ}.$$

Если выразить α° через c_y с помощью формулы (2.09), то для сверхзвукового обтекания получим

$$c_{x_{\text{инд}}} = \frac{\sqrt{M^2 - 1}}{4} c_y^2.$$

Эта формула совпадает с формулой (2.14), здесь лишь конкретизирован коэффициент A для сверхзвукового обтекания

$$A = \frac{\sqrt{M^2 - 1}}{4}. \quad (2.16)$$

Можно показать (мы этого делать не будем), что формула (2.16) справедлива для сверхзвукового обтекания не только тонкой пластинки, но и крыльев ромбовидного, чечевицеобразного и других профилей. Однако при ее выводе не учитывались некоторые факторы, в частности уменьшение подъемной силы вблизи концов крыла; поэтому она дает заниженные результаты (на 10—15%). При числах M менее 1,4—1,5 формула становится малонадежной, так как обтекание может получиться не сверхзвуковым, а смешанным.

Выражение для коэффициента A при дозвуковом обтекании будет дано в следующей главе.

§ 17. Аэродинамическое качество самолета

Чем меньше лобовое сопротивление самолета при данной подъемной силе (или чем больше подъемная сила при данном лобовом сопротивлении), тем более совершенен в аэродинамическом отношении самолет. Поэтому одним из основных показателей аэродинамического совершенства самолета является отношение подъемной силы к лобовому сопротивлению, называемое аэродинамическим качеством самолета:

$$K = \frac{Y}{Q}; \quad (2.17)$$

$$K = \frac{c_y}{c_x}. \quad (2.18)$$

Аэродинамические коэффициенты c_y (характеризующий несущую способность крыла) и c_x (отражающий сопротивляемость самолета продвижению в воздухе), а также аэродинамическое качество K являются аэродинамическими характеристиками самолета.

Из формулы (2.18) следует, что качество должно зависеть от тех же факторов, которые влияют и на коэффициенты c_y и c_x .

Рассмотрим влияние на аэродинамические коэффициенты самолета угла атаки и полетного числа M , т. е. тех факторов, с изменением которых летчик всегда встречается в полете. Форму самолета и состояние его поверхности при этом будем считать неизменными.

§ 18. Зависимость аэродинамических коэффициентов от угла атаки при неизменном числе M . Поляра самолета

От угла атаки α зависит распределение давления по крылу, а следовательно, и величина коэффициентов c_y и c_x дав. От распределения давления в свою очередь зависит положение точки перехода ламинарного пограничного слоя в турбулентный, что влияет и на величину коэффициента сопротивления трения.

Зависимость c_y и c_x от α можно найти с помощью эксперимента в аэродинамической трубе. Установив определенную скорость потока, замеряют с помощью специальных весов Y и Q модели при различных углах атаки, после чего подсчитывают аэродинамические коэффициенты по формулам:

$$\left. \begin{aligned} c_y &= \frac{Y}{\frac{\rho V^2}{2} S}; \\ c_x &= \frac{Q}{\frac{\rho V^2}{2} S}. \end{aligned} \right\} \quad (2.19)$$

На рис. 2.22 показан пример зависимости c_y и c_x от α при дозвуковой скорости потока. Как видим, до некоторого угла атаки ($\alpha \approx 15^\circ$) прирост c_y пропорционален приросту угла атаки. Пропорциональность между приростами c_y и угла атаки можно выразить формулой

$$\Delta c_y = c_y^* \cdot \Delta \alpha, \quad (2.20)$$

где c_y^* — коэффициент пропорциональности, зависящий от формы крыла и полетного числа M .

При больших углах атаки начинается срыв потока, искажающий картину обтекания и вызывающий некоторое уменьшение средней величины разрежения над крылом (рис. 2.23), рост c_y замедляется, а после некоторого угла атаки, называемого критическим ($\alpha_{кр}$), наблюдается уже не рост, а падение c_y .

В нашем примере $\alpha_{кр} = 17^\circ$, а соответствующий ему максимальный коэффициент подъемной силы $c_{y_{max}} = 1,45$.

Срыв потока обнаруживается в полете по тряске самолета, возникновение которой предупреждает летчика о том, что угол атаки приближается к критическому. После появления тряски увеличивать c_y за счет угла атаки еще можно, но требуется

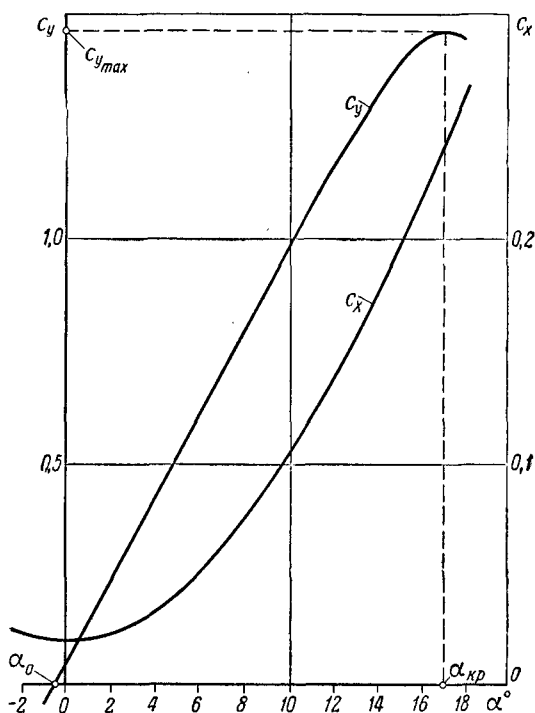


Рис. 2.22. Зависимость аэродинамических коэффициентов от угла атаки

осторожность. Когда угол атаки становится очень близким к критическому, самолет, как правило, начинает покачиваться с крыла на крыло и дальнейшее увеличение угла атаки недопустимо.

Таким образом, чтобы обеспечить безопасность полета, наибольшая допустимая величина c_y , которую обозначают $c_{убез}$, обычно должна быть меньше $c_{y_{max}}$. Она выявляется при летных испытаниях и лежит в пределах между c_y начала тряски и $c_{y_{max}}$.

По мере увеличения угла атаки наблюдается и рост c_x , связанный в основном с увеличением индуктивного сопротивления. Однако c_x продолжает увеличиваться и после $\alpha_{кр}$, когда роста

подъемной силы нет. Здесь растет уже не индуктивное, а профильное сопротивление крыла в связи с вихреобразованием, сопровождающим срыв потока.

Помимо $\alpha_{кр}$ и $c_{y_{max}}$, по кривым рис. 2.22 можно найти еще следующие характерные величины:

— угол атаки нулевой подъемной силы α_0 (в данном случае $\alpha_0 = -0,5^\circ$), который для симметричных профилей всегда равен нулю;

— коэффициент безындуктивного сопротивления c_{x_0} , соответствующий углу атаки α_0 (в данном примере $c_{x_0} = 0,02$).

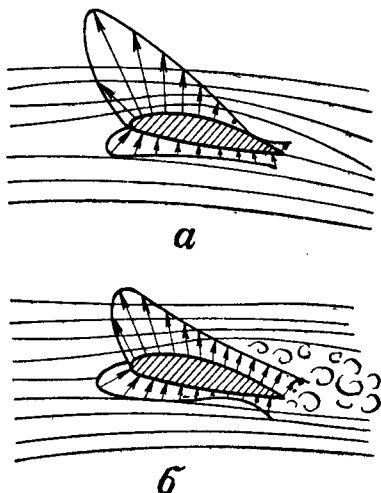


Рис. 2.23. Спектр обтекания крыла и распределение давлений при большом угле атаки:

a — обтекание без срыва потока; *б* — обтекание со срывом потока

Взаимозависимость c_y и c_x можно показать не двумя (как на рис. 2.22), а одной кривой, которая называется полярной самолета. На рис. 2.24 изображена полярная, построенная по данным графика на рис. 2.22. Каждая точка полярной соответствует определенному углу атаки. Однако разметка углов атаки на полярной вовсе не обязательна — надо только иметь в виду, что изменения c_y и c_x создаются изменением угла атаки, а не как-нибудь иначе (скажем, не отклонением закрылков или изменением числа M).

Кроме $c_{y_{max}}$ и c_{x_0} (а если размечены углы атаки — также $\alpha_{кр}$

и α_0), по полярной можно найти максимальное аэродинамическое качество самолета и соответствующий ему угол атаки, называемый наивыгоднейшим. Для этого нужно провести из начала координат прямую, касательную к полярной. Нетрудно убедиться в том, что в точке касания качество выше, чем в любой другой точке полярной. В нашем примере $\alpha_{нв} = 4^\circ,9$, а

$$K_{\max} = \frac{c_{y_{нв}}}{c_{x_{нв}}} = \frac{0,5}{0,04} = 12,5.$$

На рис. 2.24 пунктиром нанесена кривая зависимости коэффициента индуктивного сопротивления от c_y . Из формулы (2.14) видно, что эта кривая является параболой. При наивыгоднейшем угле атаки индуктивное сопротивление составляет половину всего сопротивления самолета (это может быть доказано математически). При малых углах атаки доля индуктивного сопротивления относительно невелика.

У различных самолетов полярные разные. Чем левее распола-

гается нижняя точка поляры (точка при $c_y=0$) и чем слабее отклоняется поляра вправо по мере роста c_y , тем выше максимальное качество самолета. Положение нижней точки поляры определяется величиной коэффициента безындуктивного сопротивления c_{x_0} , а степень искривления поляры — величиной показателя индуктивности A .

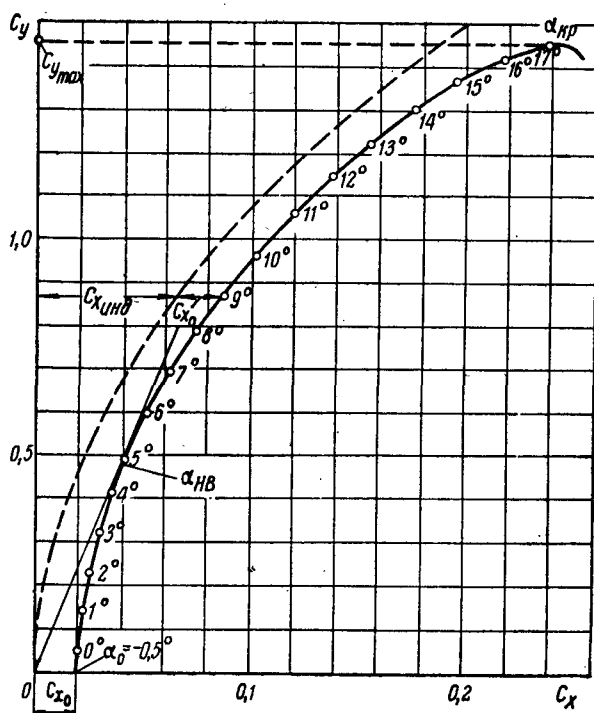


Рис. 2.24. Поляра самолета

Следовательно, чем меньше коэффициент c_{x_0} и показатель индуктивности A , тем выше максимальное качество самолета.

Если вместо c_x самолета брать c_x крыла, то получится поляра крыла. Она проходит левее поляры самолета, так как в этом случае c_{x_0} равен коэффициенту профильного сопротивления и не включает коэффициент вредного сопротивления.

§ 19. Зависимость аэродинамических коэффициентов от числа M . Поляры для различных чисел M

Мы рассмотрели зависимость c_y и c_x от угла атаки при постоянной скорости потока. Возникает вопрос: останутся ли аэродинамические коэффициенты такими же и при других скоростях,

т. е. справедлива ли поляра, полученная при какой-либо скорости, и для других скоростей потока?

Ответ будет утвердительным, если окажется, что при увеличении скорости потока и неизменном угле атаки подъемная сила и лобовое сопротивление растут пропорционально скоростному напору, т. е. квадрату скорости: при этом числитель и знаменатель

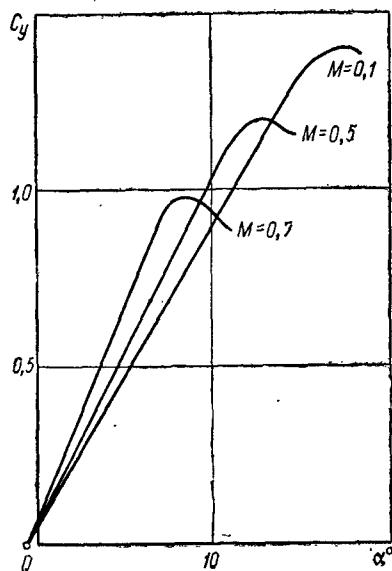


Рис. 2.25. Уменьшение критического угла атаки и максимального коэффициента подъемной силы при увеличении числа M

в формулах (2.19) растут одинаково и аэродинамические коэффициенты остаются неизменными.

Для подъемной силы и сопротивления давления так и получается при малых числах M (пока не начинает заметно сказываться сжимаемость воздуха), поскольку избыточные давления во всех точках пропорциональны скоростному напору. Приблизительно справедлива квадратичная зависимость от скорости и для сопротивления трения, особенно в тех случаях, когда пограничный слой турбулентный, а поверхность самолета шероховата.

Таким образом, если числа M малы (в аэродинамике малых скоростей), то для данного угла атаки коэффициенты c_y и c_x практически остаются постоянными при изменении скорости, и для различных скоростей можно пользоваться одной и той же поларой.

Теперь рассмотрим, какое влияние на величины аэродинамических коэффициентов и на вид поляры оказывает число M при таких скоростях, когда сжимаемостью воздуха уже нельзя пренебречь.

Докритические скорости полета ($M < M_{кр}$). Как уже было показано на рис. 2.03, коэффициенты давления при неизменном угле атаки с увеличением числа M возрастают по абсолютной величине; значит, коэффициент c_y , равный разности средних коэффициентов давления под крылом и над ним, тоже возрастает.

Рост c_y при постоянном угле атаки не означает, что при больших числах M больше будет и $c_{y_{max}}$. В действительности наблюдается обратное явление: с увеличением числа M уменьшается $\alpha_{кр}$, в результате чего $c_{y_{max}}$ снижается (на десятки процентов). Это видно из рис. 2.25. Соответственно снижению $c_{y_{max}}$ уменьшается и $c_{y_{без}}$.

Критический угол атаки получается малым при больших числах M потому, что срыв потока начинается на меньших углах атаки. Основная причина этого заключается в том, что из-за влияния сжимаемости разрежение над задней половиной профиля более энергично падает вдоль потока (рис. 2.03), а это способствует отрыву пограничного слоя.

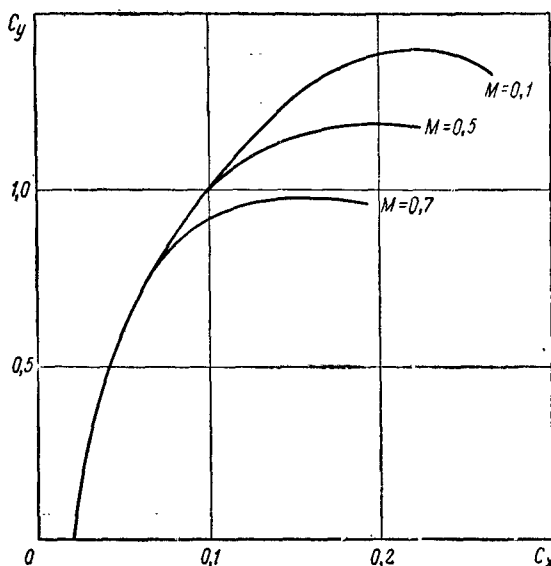


Рис. 2.26. Поляры самолета при докритических числах M

Что касается коэффициента безындуктивного сопротивления C_{x_0} и показателя индуктивности A , то они, как показывает опыт, по мере увеличения числа M в пределах дозвукового обтекания почти не изменяются.

Поэтому поляры, построенные для различных докритических чисел M , практически совпадают (но при этом отметки углов атаки, сделанные на поляре для одного числа M , не годятся для других чисел M). Совпадения поляры не получается лишь в области больших углов атаки (рис. 2.26) вследствие более раннего срыва потока при больших числах M .

Сверхкритические скорости полета ($M > M_{кр}$). Следует иметь в виду, что величина $M_{кр}$ даже для одного и того же самолета не постоянна. Увеличение угла атаки для симметричных профилей сопровождается увеличением наибольшей местной скорости обтекания над крылом. Значит, при большем угле атаки местная скорость станет равной скорости звука при меньшей скорости полета,

т. е. критическая скорость крыла уменьшается при увеличении угла атаки, следовательно, уменьшается и $M_{кр}$.

Из сказанного вытекает, что $M_{кр}$ может быть превышено в полете не только при увеличении скорости полета, но и при увеличении угла атаки на достаточно большой скорости.

Какое же влияние на аэродинамические характеристики самолета оказывает превышение $M_{кр}$?

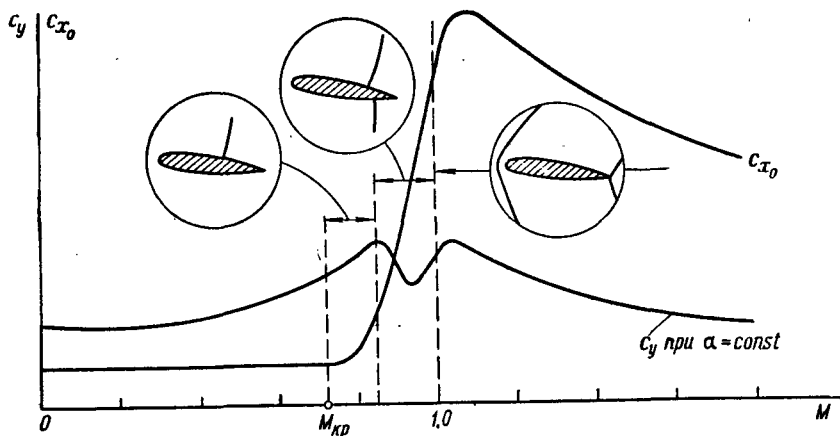


Рис. 2.27. Зависимость коэффициента подъемной силы при неизменном угле атаки и коэффициента безындуктивного сопротивления от полетного числа M

Прежде всего необходимо отметить значительный рост c_{x_0} , связанный с возникновением волнового сопротивления. Этот рост продолжается при увеличении числа M вплоть до значения, равного или несколько большего единицы (рис. 2.27). Иначе говоря, с увеличением скорости в условиях волнового кризиса лобовое сопротивление (за счет перераспределения давления, показанного на рис. 2.05) растет быстрее квадрата скорости.

Более сложна зависимость от числа M коэффициента c_y . Отмеченный выше рост c_y при докритических числах M продолжается и после начала волнового кризиса. Однако с дальнейшим увеличением числа M возникают следующие основные явления, оказывающие различное влияние на c_y :

а) растут размеры зоны сверхзвуковых скоростей с повышенным разрежением над крылом; это способствует росту c_y ;

б) возникает волновой кризис под крылом (несколько позднее, чем над крылом); связанный с ним рост разрежения на нижней поверхности способствует уменьшению c_y ;

в) темпы роста сверхзвуковых зон над крылом и под крылом не одинаковы: обычно сверхзвуковая зона под крылом доходит до

задней кромки раньше, чем над крылом, после чего падение c_y прекращается и его величина снова начинает расти.

В итоге рост c_y сменяется его падением, а затем снова начинается рост. Характер и размеры этих изменений c_y весьма различны у разных самолетов и на разных углах атаки.

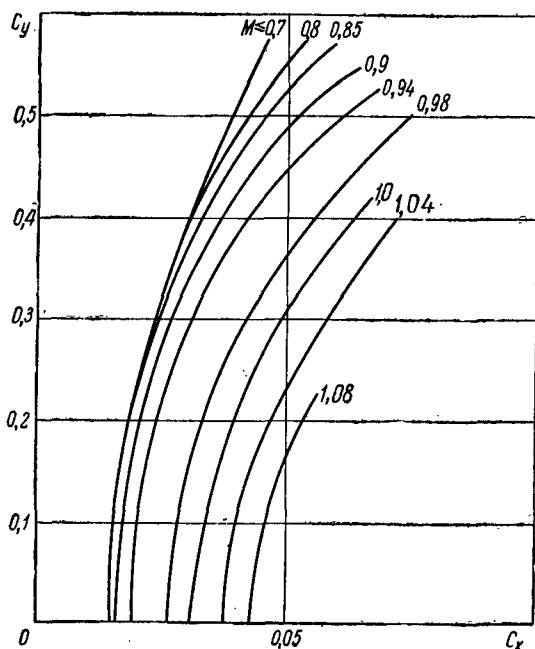


Рис. 2.28. Поляры дозвукового самолета со стреловидным крылом для различных чисел M

Что касается критического угла атаки, $c_{y_{\max}}$ и $c_{y_{\text{без}}}$, то их падение с ростом числа M , начавшееся еще ранее (рис. 2.25), продолжается и в условиях волнового кризиса, а иногда и усиливается в связи со срывом потока, вызываемым скачками уплотнения.

Посмотрим, как волновой кризис влияет на вид поляры самолета.

Если при каком-то числе M волновой кризис возникает только на больших углах атаки, то получается, как и при срыве потока (рис. 2.26), «отвал» поляры для данного числа M выше соответствующего c_y . Если же число M настолько велико, что волновое сопротивление имеется при всех углах атаки, то при этом числе M для любого c_y получается повышенное значение c_x и поляра оказывается правее. Смещение поляры вправо свидетельствует об уменьшении максимального качества самолета.

Таким образом, в условиях волнового кризиса для различных чисел M получаются разными не только верхние участки поляра, но и целиком все поляры (рис. 2.28).

Сверхзвуковые скорости полета. Рассмотрим достаточно большие сверхзвуковые скорости, когда имеется чисто сверхзвуковое обтекание.

В этих условиях с увеличением числа M при постоянном угле атаки мы будем наблюдать падение c_y . Это ясно видно из формулы (2.09). Следовательно, при неизменном угле атаки подъемная

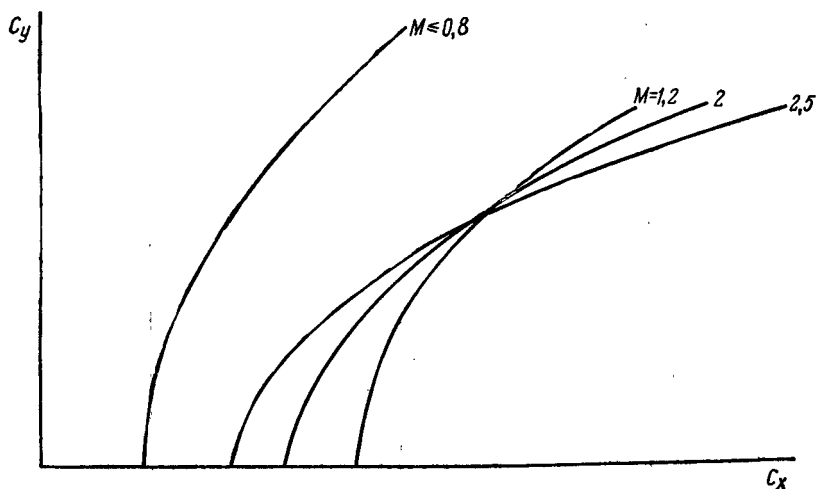


Рис. 2.29. Поляры сверхзвукового самолета для различных чисел M

сила в случае сверхзвукового обтекания возрастет медленнее квадрата скорости. Например, если $M_1=1,5$, а $M_2=3$, то

$$\frac{Y_2}{Y_1} = \frac{0,7c_{y_2}SpM_2^2}{0,7c_{y_1}SpM_1^2} = \frac{\sqrt{M_1^2-1}}{\sqrt{M_2^2-1}} \cdot \frac{M_2^2}{M_1^2} = \sqrt{\frac{1,5^2-1}{3^2-1}} \cdot \frac{3^2}{1,5^2} \approx 1,6.$$

В нашем примере с увеличением скорости вдвое подъемная сила повысилась лишь в 1,6 раза, а при постоянном c_y подъемная сила увеличилась бы вчетверо.

Зависимость коэффициента c_{x_0} от числа M при сверхзвуковом обтекании определяется в основном изменением коэффициента волнового сопротивления. Формула (2.13) показывает, что коэффициент c_{x_0} уменьшается с ростом числа M .

Уменьшение аэродинамических коэффициентов c_y и c_{x_0} с ростом числа M на сверхзвуковых скоростях показано схематически на рис. 2.27.

При сверхзвуковых скоростях, как и при сверхкритических, каждому числу M соответствует своя поляра. Но теперь с ростом M нижняя точка поляры смещается не вправо, а влево, так как уменьшается c_{x_0} (рис. 2.29). Искривление же поляр вправо тем сильнее, чем больше число M . Объясняется это увеличением показателя индуктивности A с ростом числа M , на что указывает формула (2.16).

Физически рост коэффициента A означает, что, чем больше сверхзвуковая скорость полета, тем больше прирост коэффициента сопротивления, которым приходится «расплачиваться» за увеличение подъемной силы, например, при маневре.

Уменьшение c_{x_0} с увеличением числа M сказывается благоприятно, а рост коэффициента A — неблагоприятно на величине $K_{\max}$. В итоге $K_{\max}$ получается почти одинаковым при различных сверхзвуковых скоростях.



Г Л А В А 3

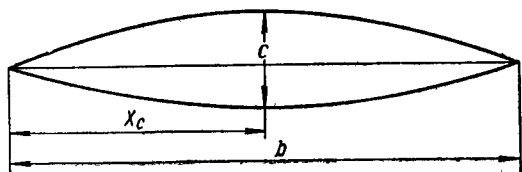
АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ САМОЛЕТОВ РАЗЛИЧНЫХ ГЕОМЕТРИЧЕСКИХ ФОРМ

Формы самолетов весьма разнообразны и характеризуются множеством показателей, относящихся к крылу, фюзеляжу, оперению и т. д. Мы рассмотрим влияние на аэродинамические характеристики самолета лишь некоторых, наиболее важных из этих показателей.

§ 1. Форма профиля крыла

Форму профиля крыла в основном определяют:

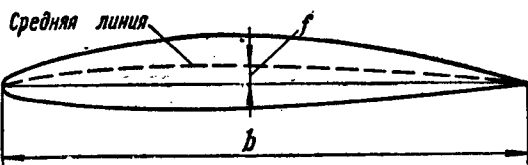
- а) относительная толщина $\bar{c}$ — отношение наибольшей толщины c к хорде b (рис. 3.01)



$$\bar{c} = \frac{c}{b};$$

- б) положение наибольшей толщины, характеризующее величиной

$$\bar{x}_c = \frac{x_c}{b};$$



- в) относительная вогнутость (рис. 3.02)

$$\bar{f} = \frac{f}{b};$$

Рис. 3.02. Средняя линия и вогнутость профиля у симметричных профилей $\bar{f}=0$;

- г) очертание передней кромки: она может быть острой (рис. 3.01) или закругленной (рис. 3.02) с различными радиусами закругления;

д) очертание задней кромки: она может быть острой или тупой;

е) очертания верхнего и нижнего контуров: контуры могут быть образованы прямыми линиями (рис. 2.07) или кривыми различного вида (дугами окружности, параболой, синусоидами и т. д.).

Рассмотрим влияние этих факторов на аэродинамические характеристики крыла.

§ 2. Влияние формы профиля крыла на его аэродинамические характеристики

Относительная толщина — важная характеристика профиля. На дозвуковых самолетах широко применялись профили с $\bar{c}=0,12-0,15$, а иногда и более толстые. Уменьшение толщины

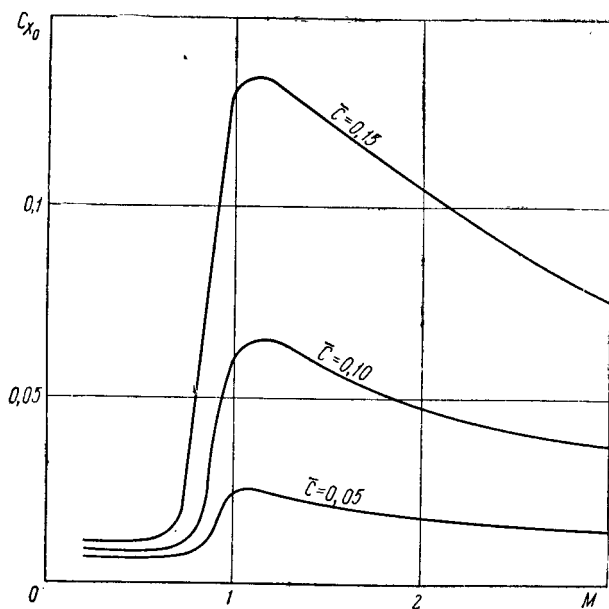


Рис. 3.03. Зависимость c_{x_0} от числа M для крыльев с различной относительной толщиной профиля

при малых числах M давало сравнительно небольшой эффект в смысле снижения сопротивления (рис. 3.03). Дело в том, что от толщины зависит в основном сопротивление давления, которое при дозвуковом обтекании составляет малую долю профильного сопротивления крыла. Вместе с тем уменьшение $\bar{c}$ сопровождается снижением жесткости и прочности крыла, а следовательно, вызывает необходимость усилить лонжероны, стрингеры и обшивку и

тем самым утяжелить крыло для сохранения его прочности. Нежелательным последствием уменьшения $\bar{c}$ является также уменьшение $c_{y\max}$: у дозвукового крыла с $\bar{c}=0,06$ величина $c_{y\max}$ на 25—45% меньше, чем у крыла вдвое большей толщины.

Переход к околозвуковым и особенно к сверхзвуковым скоростям полета потребовал, несмотря на отмеченные затруднения, применения профилей малой относительной толщины ($\bar{c}=0,05$ и даже меньше).

Применение тонких крыльев позволяет значительно повысить величину $M_{кр}$, поскольку местные скорости обтекания уменьшаются при уменьшении относительной толщины. На рис. 3.03 видно, что у крыла с $\bar{c}=0,15$ рост коэффициента сопротивления начинается при меньших числах M , чем у крыла с $\bar{c}=0,05$.

Уменьшение относительной толщины позволяет в сильной степени уменьшить волновое сопротивление крыла—это хорошо видно на рис. 3.03 и из формулы (2.13), которая показывает, что волновое сопротивление сверхзвукового профиля пропорционально квадрату его относительной толщины (при $c_y=0$).

Положение наибольшей толщины профиля также существенно влияет на аэродинамику крыла.

Выше уже упоминались так называемые ламинарные профили. У этих дозвуковых профилей $\bar{x}_c = 0,40 \div 0,50$. Крыло с таким положением наибольшей толщины имеет пониженное профильное сопротивление и повышенную величину $M_{кр}$, но вместе с тем уменьшенное $c_{y\max}$ (если сравнивать с профилями, имеющими $\bar{x}_c = 0,25 \div 0,30$).

Для сверхзвуковых профилей наилучшее положение максимальной толщины близко к 50% хорды ($\bar{x}_c = 0,50$).

Есть основания полагать, что для весьма больших сверхзвуковых скоростей ($M \geq 5$) будет выгодно применять профили с еще более задним положением наибольшей толщины.

Относительная вогнутость профиля $\bar{f}$ оказывает влияние на все аэродинамические характеристики крыла. Несимметричность профиля, возрастающая с увеличением $\bar{f}$, способствует повышению $c_{y\max}$. Это было основным доводом в пользу применения несимметричных профилей на старых дозвуковых самолетах. Однако увеличение кривизны верхней поверхности, сопровождающееся ростом местных скоростей над крылом, а значит, и повышением c_y , одновременно вызывает уменьшение $M_{кр}$. Поэтому на скоростных самолетах широкое применение находят симметричные профили. Они оказываются более выгодными и в отношении устойчивости при больших скоростях полета. Но следует заметить, что кривизна тонкого профиля облегчает реализацию подсосывающей силы при больших c_y .

Очертание передней кромки профиля должно быть различным для разных скоростей полета. Закругленная передняя кромка позволяет при дозвуковом обтекании получить безотрывное обтекание крыла при увеличении угла атаки. Это в свою очередь вызывает увеличение $c_{y\max}$ (примерно на 30% по сравнению с $c_{y\max}$ крыла с заостренной передней кромкой) и образование подсосывающей силы, направленной вперед, которая в значительной мере ослабляет

рост сопротивления при увеличении подъемной силы. Но если воздушный поток, набегающий на крыло перпендикулярно к его передней кромке, имеет сверхзвуковую скорость, то перед закругленной кромкой формируется прямой скачок уплотнения, с чем связано появление значительного волнового сопротивления. В этом случае рационально применение профилей с острой передней кромкой, хотя они из-за меньшего $c_{y\max}$ и отсутствия подсосывающей силы создают существенные затруднения при полете на дозвуковых скоростях. Носовая часть фюзеляжа и кромки воздухозаборника двигателя сверхзвукового самолета для уменьшения волнового сопротивления делаются тоже заостренными.

Необходимо заметить, что вовсе не исключено применение крыльев с закругленной передней кромкой профиля и для сверхзвуковых самолетов. В частности, как мы увидим дальше, можно применять закругленное ребро атаки для сверхзвуковых скоростей, если крыло имеет стреловидную или треугольную форму.

При числах $M > 5$, когда величина коэффициента волнового сопротивления становится довольно малой и его доля в общем сопротивлении уменьшается, также может применяться закругленная передняя кромка, особенно из-за лучшего отвода тепла внутрь крыла при кинетическом нагреве.

Очертание задней кромки профиля до последнего времени не отличалось разнообразием — применялись острые кромки. Для дозвукового обтекания они были наилучшими во всех отношениях. Однако для сверхзвуковых скоростей (особенно для $M > 2$) могут оказаться выгодными тупые задние кромки: они позволяют без ущерба для прочности крыла сделать более острой переднюю кромку профиля и уменьшить положительные избыточные давления перед крылом, которые при больших сверхзвуковых скоростях играют большую роль в создании волнового сопротивления, чем разрежение сзади.

Как показывают исследования, тупые задние кромки могут быть полезными и при околозвуковых скоростях полета, повышая устойчивость и ослабляя вибрации самолета.

Очертания верхнего и нижнего контуров профиля могут быть различными даже при заданных значениях $\bar{c}$, $\bar{x}_c$, $\bar{f}$.

Существенное влияние оказывают эти очертания на величину профильного волнового сопротивления при сверхзвуковом обтекании. На рис. 3.04 показаны ромбовидный и чечевицеобразный симметричные профили с одинаковыми $\bar{c}$ и $\bar{x}_c$.

На первый взгляд кажется, что волновые сопротивления этих профилей должны быть примерно одинаковы. В самом деле, средние углы наклона, скажем, передних половин верхних поверхностей у обоих профилей равны: значит, одинаковыми должны быть и средние давления на этих участках поверхностей (аналогично и на других участках). Но у чечевицеобразного профиля наибольшие избыточные давления получаются вблизи передней кромки, где велик угол наклона поверхности. Поэтому и наклон результирующей сил давления $R_{п.в}$, действующей на переднюю половину верхней поверхности, получается больше, чем средний наклон этой поверхности. Следовательно, волновое сопротивление — горизонтальная составляющая сил $R_{п.в}$ плюс горизонтальные составляющие трех аналогичных сил — будет у чечевицеобразного профиля больше, чем у ромбовидного.

Но вместе с тем крыло чечевицеобразного профиля имеет больший внутренний объем и большую жесткость и прочность на изгиб и кручение, что позволяет

его сделать более тонким, чем крыло ромбовидного профиля. Поэтому в одной конструкции может быть выгодным применение ромбовидного профиля, а в другой чечевицеобразного.

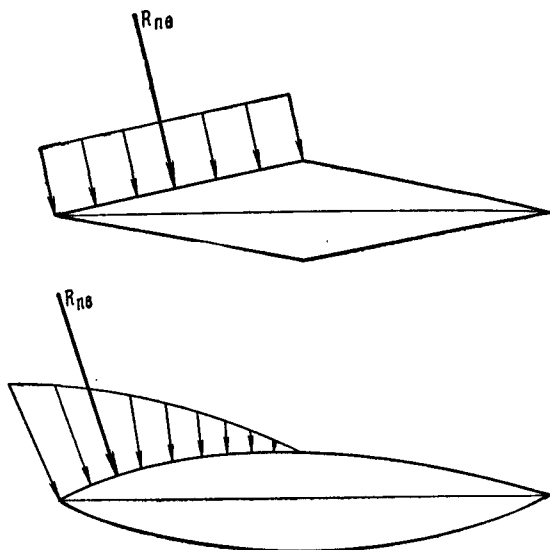


Рис. 3.04. К влиянию формы профиля на волновое сопротивление при сверхзвуковых скоростях

§ 3. Форма крыла в плане

По форме в плане крылья бывают прямоугольными, трапециевидными, эллиптическими, треугольными, стреловидными и др. (рис. 3.05).

Количественными характеристиками формы крыла в плане являются (рис. 3.06):

а) удлинение, равное отношению размаха крыла l к средней хорде $b_{ср}$:

$$\lambda = \frac{l}{b_{ср}};$$

но средняя хорда может быть определена как отношение площади крыла S к его размаху, т. е.

$$b_{ср} = \frac{S}{l},$$

тогда

$$\lambda = \frac{l^2}{S}; \quad (3.01)$$

б) угол стреловидности; помимо углов стреловидности передней кромки $\chi_{пер}$ и задней кромки, принято указывать общий,

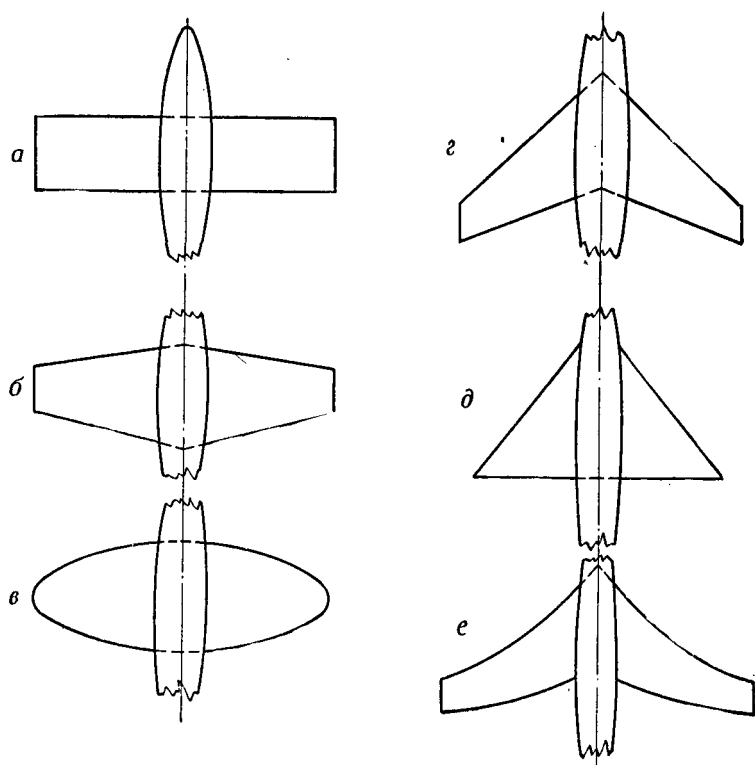


Рис. 3.05. Очертания крыльев в плане:

a — прямоугольное; *б* — прямое трапециевидное; *в* — эллиптическое; *г* — стреловидное трапециевидное; *д* — треугольное; *е* — серповидное

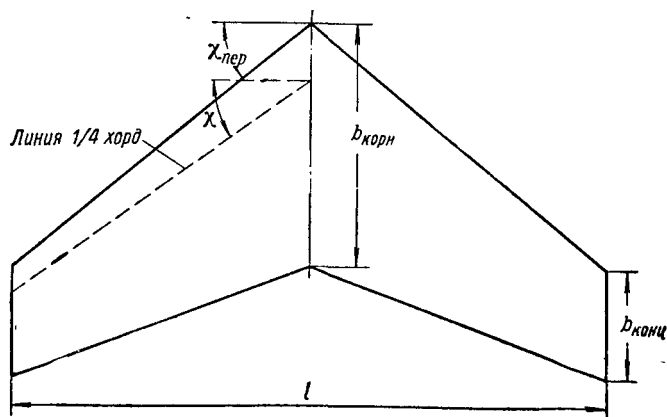


Рис. 3.06. Основные размеры крыла в плане

или эффективный, угол стреловидности χ по линии, которая соединяет точки, лежащие на $1/4$ хорд от передней кромки; угол стреловидности может быть переменным по размаху (например, у серповидного крыла);

в) сужение η , равное отношению корневой хорды $b_{\text{корн}}$ к концевой $b_{\text{конц}}$:

$$\eta = \frac{b_{\text{корн}}}{b_{\text{конц}}}.$$

У крыла на рис. 3.06 $\eta \approx 2,2$.

§ 4. Влияние удлинения крыла на аэродинамику самолета. Крылья малых удлинений

Удлинение крыла оказывает влияние на аэродинамические характеристики как при малых, так и при больших скоростях полета.

При дозвуковых скоростях от удлинения очень сильно зависят снос потока, индуктивное сопротивление и как следствие максимальное аэродинамическое качество самолета. Влияние удлине-

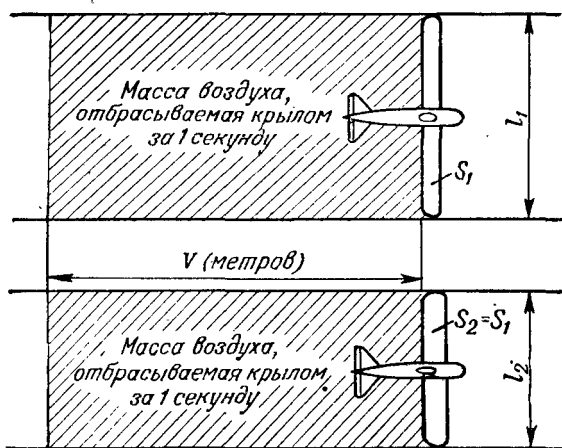


Рис. 3.07. К зависимости индуктивного сопротивления от удлинения крыла

ния на снос потока можно пояснить так (рис. 3.07). Допустим, что два крыла, имеющие равные площади, но разные удлинения, движутся с равными скоростями и создают одинаковую подъемную силу. При этом оба крыла за секунду проходят равные расстояния, но крыло с меньшим удлинением, имеющее относительно небольшой размах, отбрасывает вниз меньшую массу воздуха, чем крыло с большим удлинением. Уменьшение же массы означает

увеличение скорости отбрасывания, т. е. увеличение угла скоса α у крыла малого удлинения. Отсюда можно сделать вывод, что одна и та же величина c_y , соответствующая определенной величине $\alpha_{ист}$ (рис. 2.18), достигается у крыла малого удлинения при большем угле атаки α , чем у крыла большого удлинения. Это видно из примера, приведенного на рис. 3.08, где даны кривые c_y по α для крыльев различных удлинений.

Увеличение скоса потока при уменьшении удлинения должно привести и к соответствующему возрастанию индуктивного сопротивления (рис. 2.19). При расчетах это учитывается величиной показателя индуктивности A , который при дозвуковых скоростях обратно пропорционален удлинению крыла:

$$A = \frac{B}{\lambda}, \quad (3.02)$$

где B — коэффициент, зависящий от формы крыла в плане и других факторов и определяющийся специальным расчетом.

Эллиптическое крыло с закругленной передней кромкой имеет наименьший коэффициент $B=0,32$. Для прямоугольных крыльев $B=0,33—0,35$. У современных самолетов, крылья которых сопряжены с относительно большим фюзеляжем, мотогондолами и имеют значительную стреловидность, коэффициент $B=0,5—0,6$. Играет роль и форма передней кромки крыла: например, острое ребро атаки не позволяет реализовать подсасывающую силу и повышает величину коэффициента B , а следовательно, и показателя индуктивности A при дозвуковом обтекании. Увеличение показателя индуктивности A приводит к более резкому искривлению вправо поляры самолета с крылом меньшего удлинения (рис. 3.09) и уменьшению величины K_{max} .

Итак, чем больше удлинение крыла дозвукового самолета, тем выше его максимальное аэродинамическое качество.

Теперь выясним, что может дать изменение удлинения крыла при сверхзвуковых скоростях.

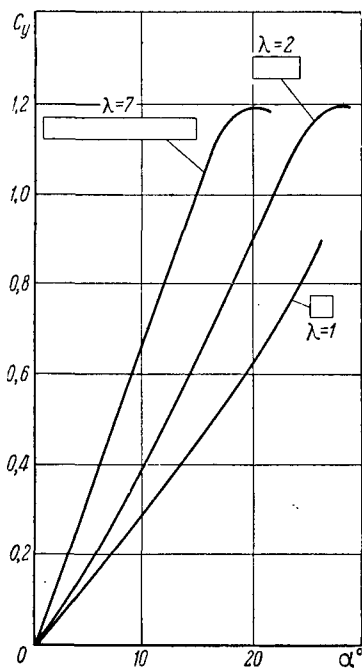


Рис. 3.08. Зависимость коэффициента подъемной силы от угла атаки у крыльев разных удлинений

Сравним крыло конечного размаха I (рис. 3.10), движущееся со сверхзвуковой скоростью и создающее подъемную силу, с крылом бесконечного размаха, полученным добавлением к крылу I слева и справа крыльев II и III неограниченной длины. У крыла I имеются боковые кромки, и это как-то должно сказываться на его обтекании. Но известно, что возмущения, создаваемые какой-либо

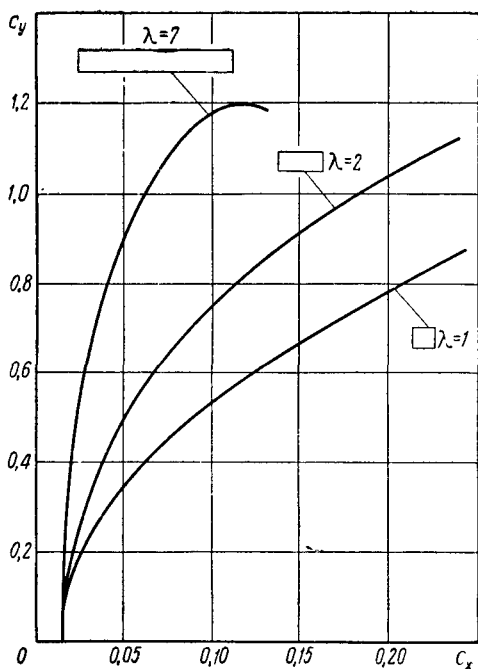


Рис. 3.09. Поляры самолетов с крыльями разных удлинений при дозвуковом обтекании

обтекании заштрихованных участков. Здесь из-за перетекания воздуха через боковую кромку снижается разность давлений под крылом и над ним, что приходится компенсировать некоторым увеличением угла атаки крыла. Это приводит к созданию добавочного индуктивного сопротивления, которое является вихревым, так как связано с образованием концевых вихрей при перетекании воздуха через боковые кромки.

Можно приближенно считать, что заштрихованные части крыла создают подъемную силу, вдвое меньшую, чем незаштрихованные. Тогда, например, крыло a (рис. 3.11), у которого площадь заштрихованных треугольников составляет 20% всей его площади, теряет из-за перетекания воздуха 10% своей подъемной силы. Для восстановления этой потери придется на 10% увеличить угол ата-

точной точки тела, летящего быстрее звука, распространяются только внутри конуса Маха (рис. 1.10). Это относится и к возмущениям, создаваемым боковыми кромками крыла. На рис. 3.10 показаны конусы Маха для нескольких точек правой боковой кромки. Мы видим, что влияние этой кромки на обтекание крыла и на распределение давления может наблюдаться только в пределах заштрихованного треугольника (такой же треугольник показан слева). Остальная часть крыла I обтекается точно так же, как она обтекалась бы при отсутствии боковых кромок, т. е. при бесконечно большом удлинении крыла.

Следовательно, конечность размаха крыла сказывается лишь на об-

ки крыла, а это приведёт к увеличению индуктивного сопротивления тоже на 10% по сравнению с тем, которое было бы при отсутствии перетекания воздуха через боковые кромки.

Теперь возьмем для сравнения крыло *б*, имеющее вдвое большее удлинение. У него заштрихованные треугольники занимают

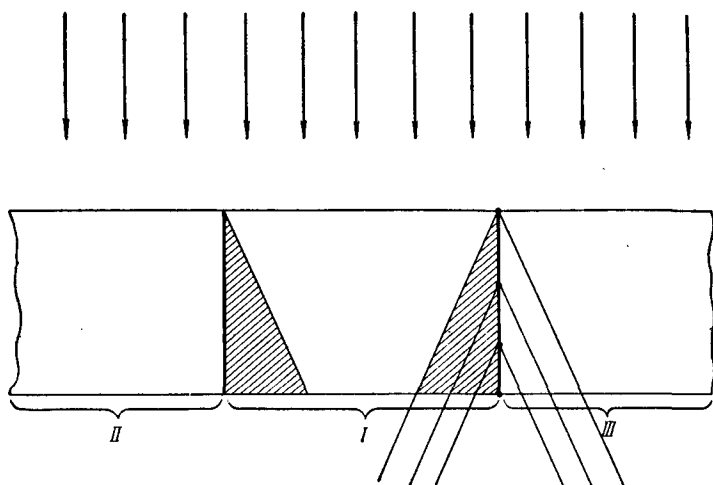


Рис. 3.10. К взаимодействию участков крыла при сверхзвуковом обтекании

уже не 20%, а 10% площади и добавочное индуктивное сопротивление составляет вместо 10% только 5%. Иначе говоря, увеличение удлинения вдвое привело к уменьшению индуктивного сопротивления всего на 5%. При дозвуковом обтекании такое же увеличение удлинения вызвало бы уменьшение индуктивного сопротивления в два раза.

Таким образом, индуктивное сопротивление при сверхзвуковом обтекании значительно слабее уменьшается при увеличении удлинения, чем при дозвуковом обтекании (это видно из сравнения рис. 3.12 и 3.09). Вот почему для приближенных расчетов при сверхзвуковом обтекании можно пользоваться формулой (2.16), не учитывая влияния удлинения.

Из сказанного можно сделать вы-

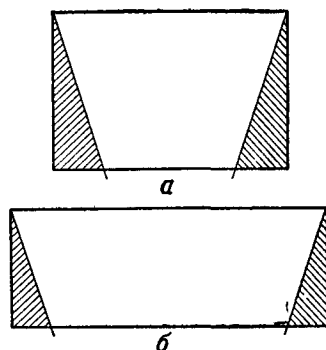


Рис. 3.11. К влиянию удлинения крыла при сверхзвуковом обтекании

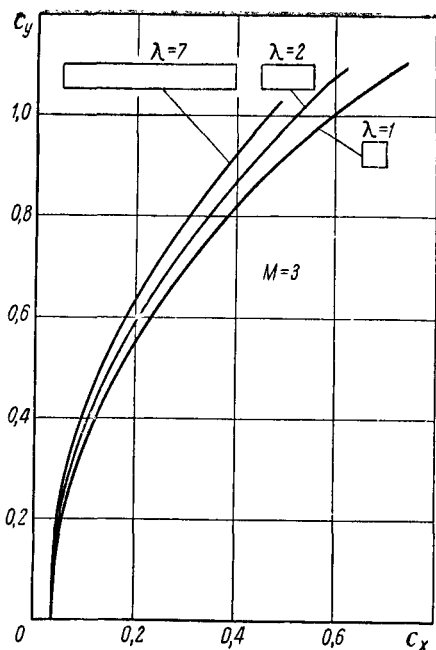


Рис. 3.12. Поляры самолетов с крыльями разных удлинений при сверхзвуковом обтекании

опыт, такие крылья имеют более высокое $M_{кр}$ и более пологий характер течения кривой $c_{xпр}$ по M (рис. 3.13).

Отрицательной стороной крыльев малых удлинений, помимо их малого аэродинамического качества при дозвуковых скоростях,

вод, что крылья большого удлинения и при сверхзвуковых скоростях дают выигрыш в сопротивлении, хотя и небольшой. Однако более глубокий анализ показывает, что на самом деле при сверхзвуковых скоростях гораздо выгоднее малые удлинения: для обеспечения нужной прочности крыло большого удлинения должно иметь большую толщину, ввиду чего незначительное снижение индуктивного сопротивления перекрывается сильным ростом профилно-волнового сопротивления. А при дозвуковом обтекании, наоборот, толщина профиля незначительно влияет на сопротивление, поэтому выгодны большие удлинения.

Крылья малых удлинений ($\lambda < 2$) оказываются выгодными не только для сверхзвуковых, но и для околозвуковых скоростей: как показывает

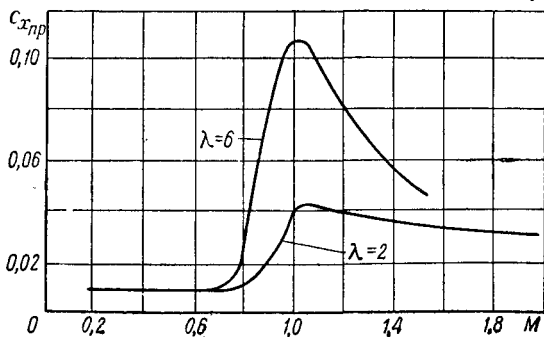


Рис. 3.13. Положительная роль малого удлинения крыла при околозвуковых скоростях

является большой критический угол атаки (рис. 3.08). Это заставляет делать у самолетов высокое шасси и затрудняет обзор вперед при взлете и посадке, а в некоторых случаях и в полете.

§ 5. Изменение аэродинамического качества самолета при переходе с дозвуковых на сверхзвуковые скорости полета

Максимальное аэродинамическое качество самолета при данном числе M находится в обратной зависимости от коэффициентов c_{x_0} и A . Это мы выяснили при анализе поляры в §18, гл. 2.

Коэффициент безындуктивного сопротивления c_{x_0} , как видно из рис. 2.27, 3.03, 3.13, при сверхзвуковых скоростях больше, чем при дозвуковых.

Показатель индуктивности A при дозвуковых скоростях зависит в основном от удлинения крыла, а при сверхзвуковых от числа M . Для наглядности составим следующую таблицу приближенных значений показателя индуктивности, воспользовавшись формулами (3.02) и (2.16):

Дозвуковые скорости ($B=0,5$)					Сверхзвуковые скорости				
λ	10	6	4	2	M	1,5	2,0	2,5	3,0
A	0,050	0,084	0,125	0,250	A	0,280	0,430	0,570	0,710

Из таблицы видно, что показатель индуктивности A на дозвуковых скоростях получается значительно меньшим, чем при сверхзвуковых, даже если крыло имеет малое удлинение, не выгодное для дозвуковых скоростей.

При сверхзвуковых скоростях невозможно достигнуть таких высоких значений аэродинамического качества, какие характерны для дозвуковых самолетов с крыльями большого удлинения.

Основная причина сильного снижения аэродинамического качества при сверхзвуковом обтекании — отсутствие подсасывающей силы, которая при дозвуковом обтекании значительно уменьшает силу лобового сопротивления самолета (см. гл. 2, § 4 и 13), особенно на больших углах атаки.

Снижение аэродинамического качества наиболее значительно при переходе к сверхзвуковым скоростям у самолетов, рассчитанных на дозвуковые скорости (рис. 3.14). У сверхзвуковых же самолетов это снижение не столь велико, так как они имеют крылья

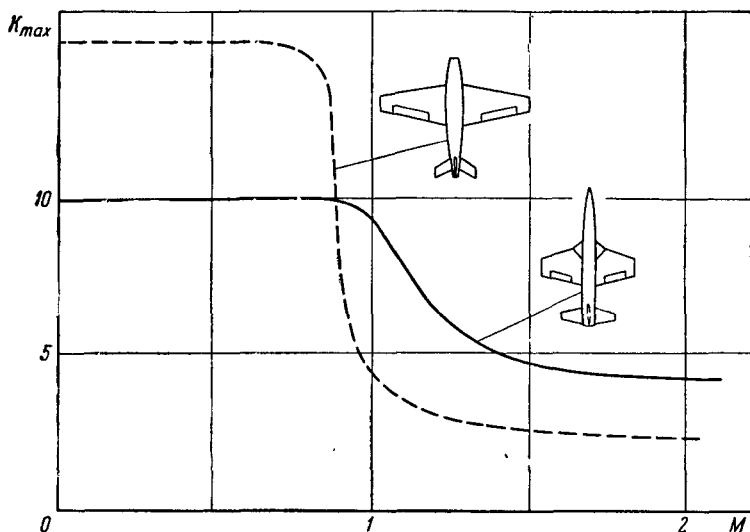


Рис. 3.14. Зависимость максимального качества от числа M

малого удлинения, которые при небольших скоростях не обеспечивают высокого качества, а при сверхзвуковых скоростях весьма выгодны, так как они тонкие.

§ 6. Аэродинамические свойства скользящего крыла

До сих пор мы рассматривали аэродинамические свойства крыла, на которое воздушный поток набегаёт под прямым углом к передней кромке (рис. 3.15, а). Именно такой поток и способен создать силы давления на крыле — подъёмную силу, индуктивное сопротивление, сопротивление формы и профильно-волновое сопротивление. Если же направить поток вдоль размаха (рис. 3.15, б), то он никаких изменений сил давления на поверхности крыла не вызовет — возникнет лишь трение.

Направим на крыло одновременно два потока: один — перпендикулярно к передней кромке со скоростью V_A , другой — параллельно ей со скоростью V_B (рис. 3.15, в). Тогда распределение давлений будет таким же, как при обтекании одним потоком со скоростью V_A . При сложении скоростей V_A и V_B получается суммарная скорость потока V , не перпендикулярная к размаху (обтекание со скольжением). При набегающем на крыло одном потоке со скоростью V под косым углом β (угол скольжения) к передней кромке эту скорость можно разложить на составляющие V_A и V_B ; распределение давлений будет таким, как будто крыло обтекается только одной составляющей этого потока со скоростью V_A , перпендикуляр-

ной к передней кромке. Эту составляющую назовем эффективной скоростью потока. Она равна

$$V_A = V \cos \beta.$$

Если эффективная скорость V_A меньше скорости звука, то, как говорят, передняя кромка крыла является дозвуковой и оно работает, как при дозвуковой

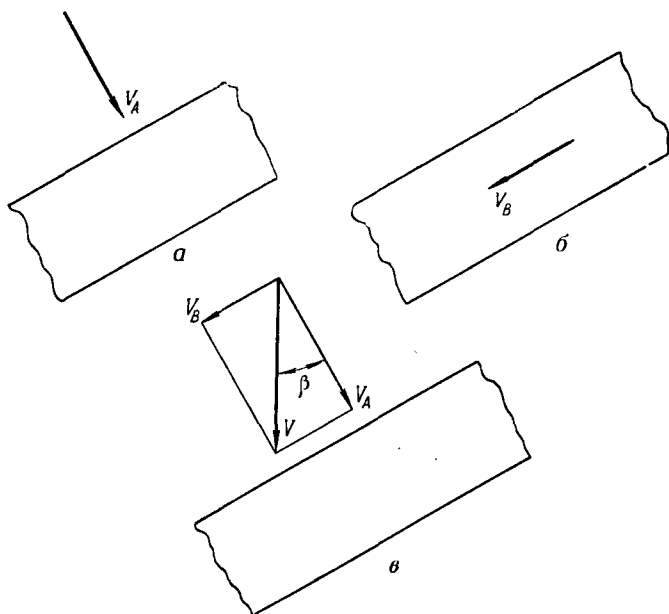


Рис. 3.15. Разложение скорости потока, обтекающего скользящее крыло

скорости полета, хотя скорость полета V может быть и сверхзвуковой. Это будет до тех пор, пока

$$V \cos \beta < a,$$

т. е.

$$M < \frac{1}{\cos \beta}.$$

Например, при $\beta = 60^\circ$ $\cos \beta = 0,5$ и передняя кромка остается дозвуковой, пока число $M < 2$.

Когда эффективная скорость превышает скорость звука, передняя кромка является сверхзвуковой.

Перед дозвуковой кромкой скользящего крыла не может возникнуть головной скачок уплотнения, поэтому она может быть закругленной, а не острой, что выгодно для обеспечения безотрывного обтекания при малых скоростях полета. Правда, возможно

возникновение скачков над крылом и под ним (волновой кризис), но это произойдет тогда, когда эффективная скорость V_A превысит критическую скорость $V_{кр}$ того же крыла, обтекаемого без скольжения. Если, например, у крыла при прямом обтекании $M_{кр}=0,8$, то при угле скольжения $\beta=60^\circ$ волновой кризис начнется при $M = \frac{0,8}{\cos 60^\circ} = 1,6$. Значит, при умеренных сверхзвуковых скоростях ($M < 1,6$) у данного скользящего крыла не будет

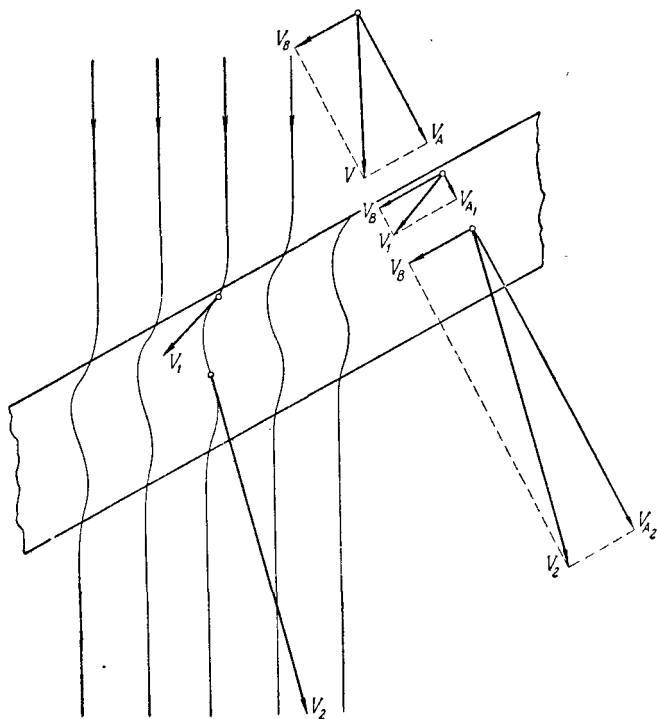


Рис. 3.16. Искривление линий тока при обтекании крыла со скольжением (вид в плане)

не только головного скачка, но и волнового кризиса, который на прямом крыле возникает при дозвуковой скорости полета. Когда же (при $M > 1,6$) над крылом сформируется скачок уплотнения, то он, будучи параллелен кромкам крыла, расположится к потоку под косым углом ($90^\circ - \beta$), т. е. более выгодно, чем прямой скачок при обтекании без скольжения. Как уже было показано выше (рис. 2.27), наибольшая величина c_{x_0} крыла, обтекаемого без скольжения, получается при $M = 1,1 \div 1,2$. У крыла, обтекаемого со скольжением, максимум c_{x_0} должен получиться тогда, когда эф-

фактивная скорость будет равна $1,1 \div 1,2$ скорости звука, т. е. при числе M , большем в $1/\cos \beta$ раз, чем у прямого крыла. Скажем, при $\beta = 60^\circ$ максимальное c_{x_0} будет при $M = 2,2 \div 2,4$. Наблюдения показывают, что при обтекании крыла со скольжением линии тока искривляются не только в вертикальной плоскости в соответствии с формой профиля и углом атаки, но и в горизонтальной (рис. 3.16). Дело в том, что скорость V_A претерпевает изменения (в лобовой части крыла поток тормозится, над крылом ускоряется), а скорость V_B остается везде одинаковой, ввиду чего суммарные местные скорости в различных точках отличаются не только по величине, но и по направлению. Например, вблизи передней кромки крыла суммарная местная скорость V_1 , равная геометрической сумме скоростей V_{A_1} и V_B , отклонена влево, а над центральной частью крыла суммарная местная скорость V_2 повернулась вправо. Вблизи задней кромки при дозвуковом обтекании поток снова тормозится и струйки опять отклоняются влево.

§ 7. Аэродинамические свойства стреловидных и треугольных крыльев

Эффект скольжения можно использовать, придавая крылу стреловидность. Явления, сопутствующие обтеканию стреловидного крыла, более сложны, чем у скользящего крыла. Во-первых, вблизи фюзеляжа и у концов стреловидного крыла обтекание

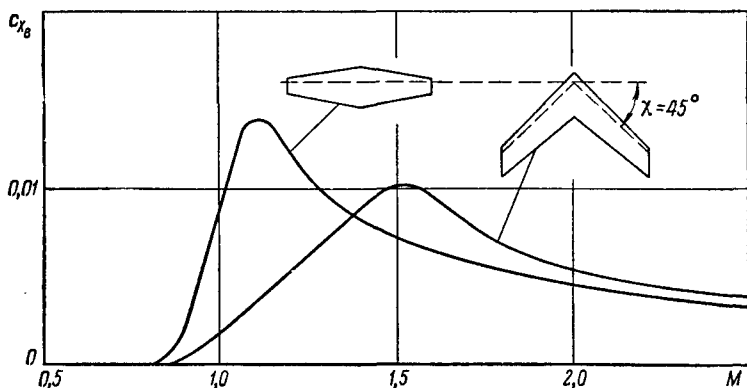


Рис. 3.17. Зависимость коэффициента профилно-волнового сопротивления от числа M для прямого и стреловидного крыльев

имеет иной характер, чем это показано на рис. 3.16. Во-вторых, создавая положительный угол атаки, мы опускаем концы стреловидного крыла, а поэтому вектор V_B (рис. 3.15) составляет с крылом некоторый угол атаки и возникают не только силы трения, но и силы давления.

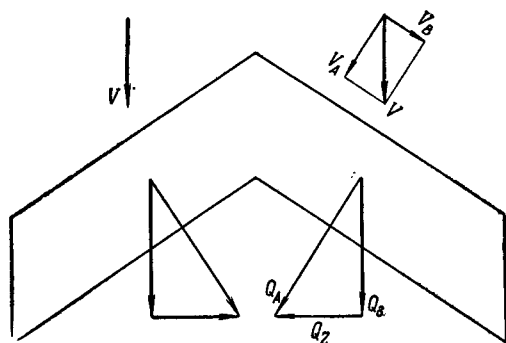


Рис. 3.18. Уменьшение волнового сопротивления за счет стреловидности крыла

По этим причинам к стреловидному крылу лишь приблизительно можно применить теорию работы скользящего крыла.

На рис. 3.17 для сравнения показано изменение $c_{xв}$ в зависимости от числа M у прямого и стреловидного крыльев. Как видим, у стреловидного крыла волновое сопротивление не только появляется при большем числе M , что объясняется повышением $M_{кр}$ за счет

стреловидности, но и растет менее резко, чем у прямого крыла. Придерживаясь схемы на рис. 3.15, это можно объяснить двумя обстоятельствами. Во-первых, у стреловидного крыла скорость V_A , влияющая на возникновение и развитие волнового кризиса, растет медленнее, чем скорость полета V . Например, при угле стреловидности $\chi = 60^\circ$ увеличение скорости V на 100 км/час вызывает прирост V_A только на 50 км/час. Во-вторых, дополнительная сила Q_A (рис. 3.18), вызванная перераспределением давлений при волновом кризисе, направлена вдоль скорости V_A ; волновое сопротивление $Q_{в}$ есть лишь составляющая этой силы, параллельная скорости V . Чем больше угол стреловидности, тем меньше эта составляющая. Поперечная составляющая силы Q_A , обозначенная на рисунке Q_z , не создает сопротивления полету.

На рис. 3.19 видно, что падение и последующий рост c_y при волновом кризисе происходят у стреловидного крыла на больших числах M , чем у прямого, и имеют менее резкий характер.

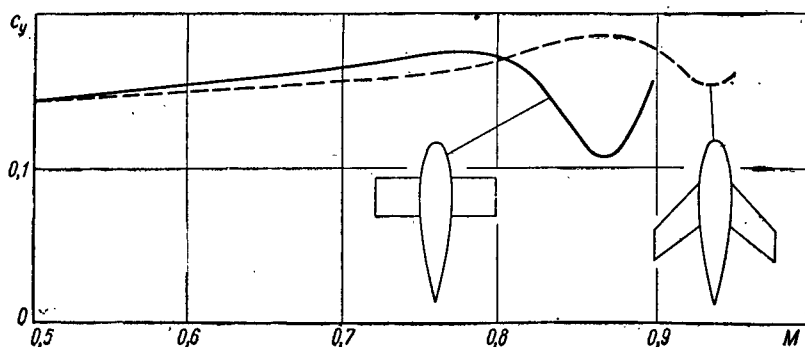


Рис. 3.19. Зависимость коэффициента подъемной силы при постоянном угле атаки от числа M у прямоугольного и стреловидного крыльев

Как видим, при околозвуковых скоростях полета аэродинамический эффект от стреловидности весьма велик. Кроме того, стреловидность значительно улучшает характеристики устойчивости и управляемости самолета в условиях волнового кризиса. Все это обусловило широкое применение стреловидных крыльев на скоростных самолетах.

Стреловидные крылья обладают и недостатками. В частности, при увеличении угла атаки срыв потока и падение подъемной силы начинаются у стреловидного крыла раньше, чем у прямого, а поэтому у него и $c_{y_{\max}}$ имеет меньшую величину (рис. 3.20). Правда, падение подъемной силы получается у стреловидного крыла менее резким, что является положительным фактором.

Другой недостаток стреловидного крыла — склонность к концевому срыву: срыв потока при достижении больших углов атаки начинается, как правило, на концах крыла. Это неблагоприятно влияет на устойчивость и управляемость самолета.

Одна из причин концевого срыва заключается в том, что истинные углы атаки у стреловидного крыла вблизи концов больше, чем у середины, и поэтому раньше достигают критического значения. Дело в том, что стреловидная передняя кромка для всех участков крыла (кроме концевых) является в какой-то мере и боковой кромкой. Через нее происходит перетекание воздуха с нижней поверхности на верхнюю, что увеличивает углы скаса потока и уменьшает истинные углы атаки участков крыла, расположенных дальше от концов крыла.

Другая причина концевого срыва — движение пограничного слоя под действием составляющей V_B скорости потока (рис. 3.18) и утолщение этого слоя у концов крыла.

Для предотвращения концевого срыва существуют различные способы: закрутка крыла с целью уменьшения установочных углов вблизи концов, применение на концах крыла профилей с повышенными критическими углами атаки, концевых предкрылков, перегородок на поверхности крыла, препятствующих движению пограничного слоя.

Существенный недостаток стреловидных крыльев — их меньшая жесткость (большая деформируемость), чем прямых. В этом отно-

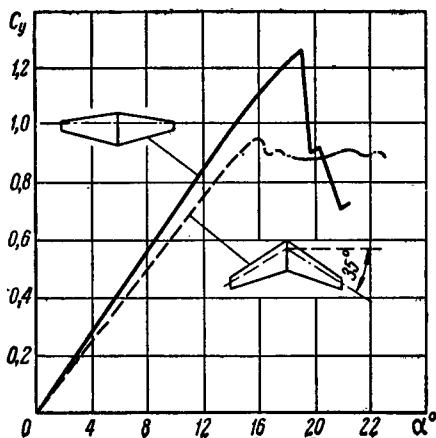


Рис. 3.20. Влияние стреловидности на коэффициент подъемной силы крыла

шении значительно лучше треугольные крылья, имеющие также более высокое значение $c_{y\max}$, чем стреловидные, и не обладающие склонностью к концевому срыву.

Для сверхзвуковых самолетов треугольные крылья весьма выгодны: они совмещают достоинства стреловидной передней кромки и малого удлинения. Если скорости полета самолета таковы, что передняя кромка треугольного (или стреловидного) крыла

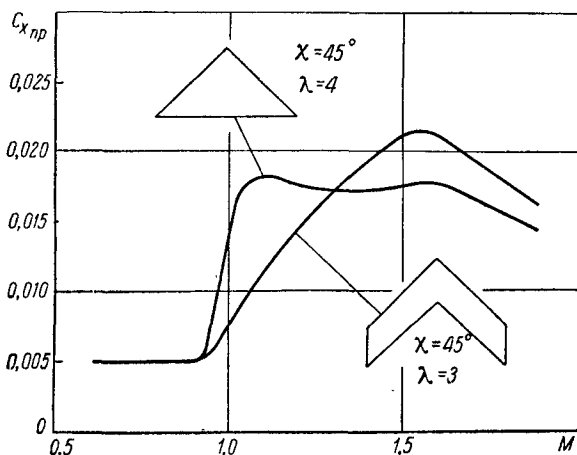


Рис. 3.21. График зависимости коэффициентов профильного сопротивления треугольного и стреловидного крыльев от числа M

будет дозвуковой, то ее делают закругленной, что дает возможность получить достаточно хорошие характеристики крыла при малых скоростях и использовать подсосывающую силу, возникающую при увеличении угла атаки и уменьшающую индуктивное сопротивление, не только при дозвуковых, но и при сверхзвуковых скоростях полета.

При числах M , не намного превышающих единицу, треугольное крыло несколько хуже стреловидного в отношении сопротивления (рис. 3.21): у стреловидного и передняя и задняя кромки дозвуковые, поэтому нет ни головного, ни хвостового скачков, а у треугольного крыла на прямой задней кромке формируются хвостовые скачки, как у прямого крыла. Но при более высоких числах M меньшим оказывается уже сопротивление треугольного крыла. Дело в том, что головная волна у треугольного крыла возникает лишь по достижении такого числа M , при котором передняя кромка станет сверхзвуковой, но к этому моменту коэффициент сопротивления, обусловленный хвостовыми скачками, значительно уменьшается. Таким образом, одновременное возникновение головных и хвостовых скачков как бы выравнивает кривую

коэффициента сопротивления такого крыла. У стреловидного же крыла без сужения передняя и задняя кромки становятся сверхзвуковыми одновременно, при этом получается максимум коэффициента сопротивления, который может оказаться выше, чем у треугольного крыла. Это и показано на рис. 3.21.

При наличии сужения стреловидное крыло малого удлинения приближается по своим свойствам к треугольному крылу.

Не следует думать, что стреловидность передней кромки обязательна для сверхзвуковых крыльев. Из рис. 3.17 видно, что при достаточно больших числах M более выгодными (хотя и не намного) становятся прямые крылья. Чтобы получить приемлемые характеристики таких крыльев при околозвуковых скоростях, их делают тонкими и с малым удлинением, а для улучшения несущих свойств при дозвуковом обтекании, на которые неблагоприятно влияют малая толщина и острая передняя кромка крыла, последнее оборудуется эффективной механизацией.

§ 8. Механизация крыльев

При взлете и посадке необходимо, чтобы самолет держался в воздухе, т. е. обладал определенной подъемной силой, на возможно меньшей скорости. Из формулы подъемной силы видно, что для этого требуется с уменьшением скорости увеличивать c_y . Однако для современных самолетов даже на критическом угле атаки нужна большая скорость полета. Причина заключается в том, что для улучшения скоростных данных самолетов стараются применять крылья малой площади и с тонкими профилями, имеющими небольшую величину $c_{y \max}$.

В связи с этим появилась необходимость применения механизации крыла, которая в основном предназначена для увеличения коэффициента подъемной силы.

Суть механизации крыла состоит в изменении его обтекания при помощи специальных приспособлений.

Как правило, эти приспособления бывают управляемыми: при полете на малых углах атаки (при больших скоростях полета) они не используются, а применяются лишь тогда, когда одно увеличение угла атаки не обеспечивает получения нужной подъемной силы, — при взлете, посадке, иногда при маневре.

Существуют следующие виды механизации крыла: щитки, закрылки, предкрылки, отклоняемые носки крыла, управление пограничным слоем, реактивные закрылки.

Щиток располагается под задней частью крыла. На прямых крыльях широко применялся простой щиток (рис. 3.22).

Увеличение c_y при отклонении щитка объясняется изменением формы крыла, которое можно условно свести к увеличению угла атаки и вогнутости профиля, а также улучшением обтекания верхней поверхности крыла за счет подсасывания пограничного слоя в разреженную зону позади щитка.

На стреловидных крыльях применение простых щитков дает незначительный эффект. Несколько эффективнее простого щитка щиток ЦАГИ (рис. 3.23), который при отклонении смещается назад.

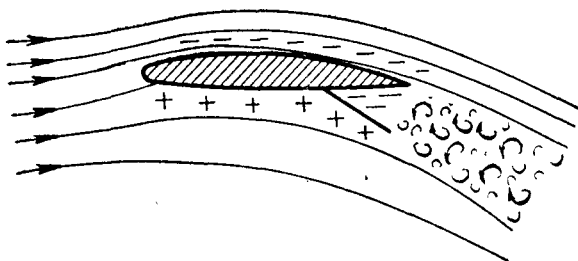


Рис. 3.22. Простой щиток



Рис. 3.23. Щиток ЦАГИ

Закрылок в отличие от щитка находится в отклоненном состоянии не под крылом, а за ним: он является либо отклоняемой задней частью крыла (рис. 3.24), либо поверхностью, выдвигаемой назад из-под крыла (рис. 3.25).

Нешелевой закрылок увеличивает c_y крыла вследствие увеличения вогнутости профиля. При щелевом закрылке дополнительный эффект создается щелью, проходя через которую воздушный поток увеличивает скорость обтекания на верхней поверхности крыла, предотвращая обратное течение и отрыв пограничного слоя.

Большой прирост подъемной силы обеспечивается подвижным закрылком, дающим, помимо эффекта вогнутости и щели, также увеличение несущей поверхности крыла. Такой закрылок весьма эффективен как на прямых, так и на стреловидных крыльях.

Увеличение $c_{y_{max}}$ при выпуске щитков или закрылков зависит от ряда факторов (относительных размеров и углов отклонения этих устройств, угла стреловидности крыла, типа механизации) и на реальных самолетах

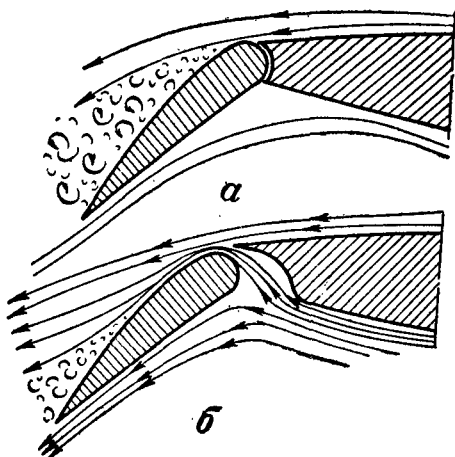


Рис. 3.24. Закрылки:
а — нещелевой; б — щелевой

тах достигает 20—50%. Если бы закрылок устанавливался по всему размаху крыла, то прирост подъемной силы был бы значительно выше.

Отклонение щитков и закрылков повышает не только c_y , но в еще большей степени и c_x , поэтому аэродинамическое качество самолета уменьшается (рис. 3.26).

Углы атаки, отмеченные на поляре, отсчитываются от хорды основного профиля. Как видим, критический угол атаки с выпущенными щитками немного меньше, чем с убранными (в нашем примере — на $1^\circ,5$). Значит, с выпущенными щитками мы получаем большую величину $c_{y\max}$ при меньшем подъеме носа самолета.

Предкрылок представляет собой небольшое крылышко, находящееся впереди крыла (рис. 3.27). Отклоняя воздушный поток вниз, предкрылок направляет его вдоль верхней поверхности крыла, предотвращая срыв на больших углах атаки. Критический угол атаки крыла с предкрылком по всему размаху на $12—13^\circ$ больше, чем у немеханизированного крыла, однако повышение $c_{y\max}$ при этом довольно невелико. Чаще всего применяются концевые предкрылки, предотвращающие концевой срыв потока и улучшающие работу элеронов на больших углах атаки. Их делают обычно автоматиче-



Рис. 3.25. Выдвижной закрылок

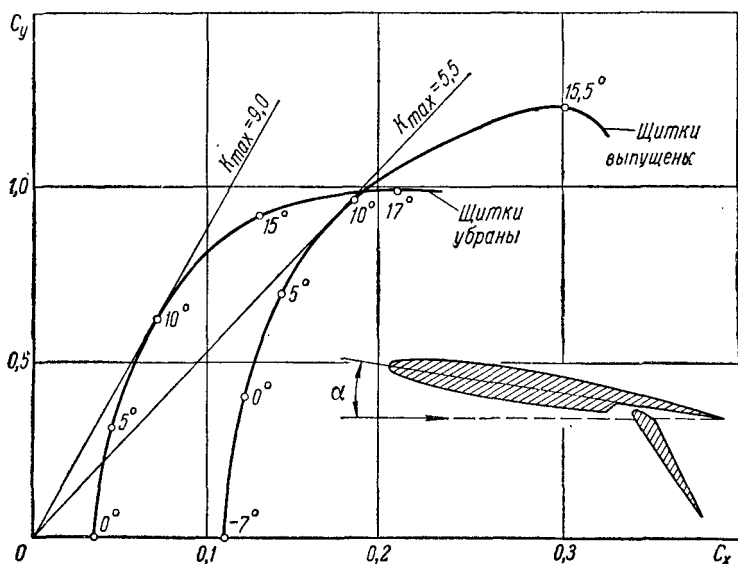


Рис. 3.26. Поляры самолета с выпущенными и убранными закрылками (шасси выпущено)

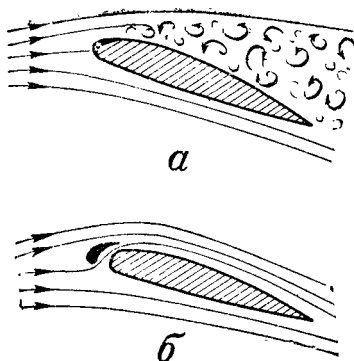


Рис. 3.27. Предкрылок:
 а — срыв потока без предкрылка;
 б — предкрылок устраняет срыв потока

что выгодно при полетах на больших высотах и при маневре. Искривление профиля отклонением носка повышает $c_{y_{\max}}$ крыла без существенного изменения критического угла атаки.

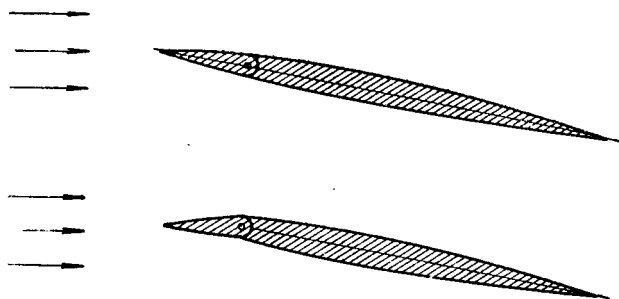


Рис. 3.28. Отклоняемый носок крыла

Управление пограничным слоем является одним из наиболее эффективных видов механизации крыла. Оно может заключаться в отсасывании или сдувании пограничного слоя (рис. 3.29), для чего можно использовать либо специальные вентиляторы, либо компрессор самолетного газотурбинного двигателя.

Отсасывание заторможенных частиц воздуха из пограничного слоя внутрь крыла приводит к уменьшению толщины слоя, увеличению его скорости и созданию безотрывного обтекания верхней поверхности крыла даже на очень больших углах атаки.

Сдувание пограничного слоя предотвращает срыв потока, увеличивая скорость в пограничном слое.

Опыты показали, что управление пограничным слоем особенно выгодно в сочетании со щитками или закрылками.

Реактивный закрылок представляет собой струю газов, вытекающую под некоторым углом вниз из узкой щели, идущей вдоль задней кромки крыла (рис. 3.30). Приrost подъемной силы состоит из двух слагаемых. Во-первых, имеется составляющая $Y_{\text{реакт}}$ реактивной силы, создаваемой вытекающей струей. Во-вторых, возникает аэродинамическая сила Y_a за счет повышения давления перед реактивным закрылком и понижения давления позади него, вызывающего увеличение скоростей обтекания над крылом. Вторая сила, как большая по величине, является основной.

По эффективности реактивный закрылок значительно превосходит другие виды механизации: он может увеличивать подъемную силу крыла в 10—12 раз.

Для создания струи используются газы, выходящие из турбореактивного двигателя.

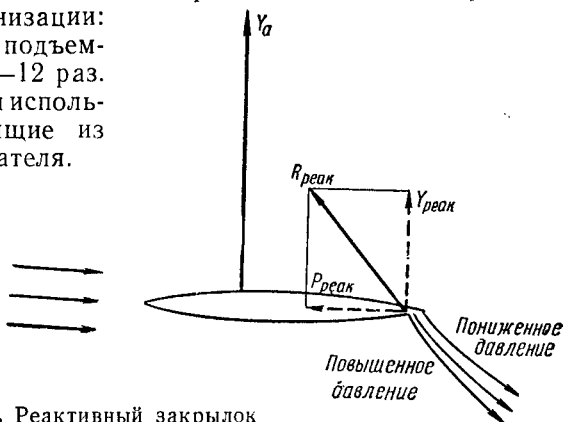


Рис. 3.30. Реактивный закрылок

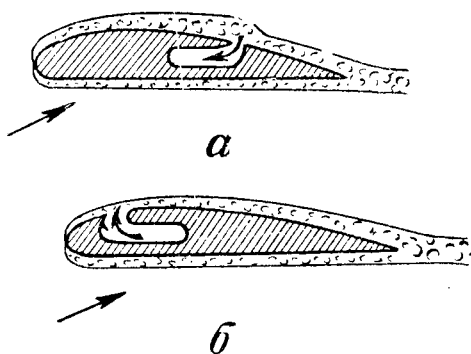


Рис. 3.29. Схема отсасывания (а) и сдувания (б) пограничного слоя с верхней поверхности крыла

§ 9. Рациональные формы фюзеляжей

Форма и размеры фюзеляжа должны удовлетворять аэродинамическим и конструктивным требованиям. Для размещения в фюзеляже кабин, топливных баков, вооружения, двигателей и т. д. необходим определенный объем. Этот объем можно получить при различных соотношениях длины и диаметра фюзеляжа. При этом следует учитывать, что с удлинением фюзеляжа возрастает его боковая поверхность (из геометрии известно, что из различных тел одинакового объема наименьшую поверхность имеет то, которое по своей форме ближе к шару), при этом повышается сопротивление трения. Но более удлиненный фюзеляж обладает меньшим попе-

речным сечением и имеет меньшее сопротивление давления. Для каждой скорости полета можно найти такое соотношение длины и диаметра фюзеляжа (удлинение фюзеляжа), при котором сумма сопротивлений трения и давления минимальна.

При дозвуковых скоростях сопротивление давления тел, обтекаемых без срыва потока, относительно невелико, поэтому лобовое сопротивление в основном можно уменьшить за счет его главной части — сопротивления трения, применяя фюзеляжи сравнительно малых удлинений. При сверхзвуковых скоростях главную роль играет сопротивление давления (волновое), величина которого сильно зависит от толщины фюзеляжа, поэтому выгодно применять относительно тонкие, удлиненные фюзеляжи. Повышение сопротивления трения таких фюзеляжей окупается значительным снижением волнового сопротивления. Носовая часть сверхзвукового фюзеляжа должна иметь заостренную форму, а если в ней размещено входное устройство двигателя, то острыми должны быть кромки входного отверстия.

§ 10. Аэродинамическая компоновка самолета

Кроме крыла, в воздушном потоке, обтекающем самолет, находятся фюзеляж, gondолы двигателей, оперение. Имея различную форму, они имеют и различные аэродинамические характеристики.

Аэродинамическая сила, действующая на самолет, как показывает опыт, не равна в точности сумме аэродинамических сил, замеренных при изолированном испытании каждой из его частей. Это объясняется интерференцией, или взаимным влиянием частей самолета: обтекание, например, крыла, сопряженного с фюзеляжем, получается иным, чем изолированного крыла, поскольку вблизи фюзеляжа воздушный поток искажен. В свою очередь крыло влияет на обтекание фюзеляжа. То же можно сказать и об остальных частях самолета. В итоге аэродинамические силы, действующие на каждую из частей самолета, получаются иными, чем при обтекании невозмущенным потоком каждой части в отдельности.

Интерференция, приводящая к повышению сопротивления или снижению подъемной силы, называется вредной.

Интенсивность интерференции зависит от формы и взаимного размещения частей самолета. Одной из важнейших задач аэродинамических экспериментов, предшествующих созданию нового самолета, является отыскание такого варианта компоновки самолета, который обеспечивал бы наименьшую вредную интерференцию. Иногда оказывается, что форма отдельных частей, невыгодная при изолированном испытании, бывает более подходящей в сочетании с другими частями.

Примером такого приспособления формы одних частей самолета к наилучшей работе совместно с другими является применение «правила площадей» с целью уменьшения лобового сопротивления самолета при сверхзвуковых скоростях полета.

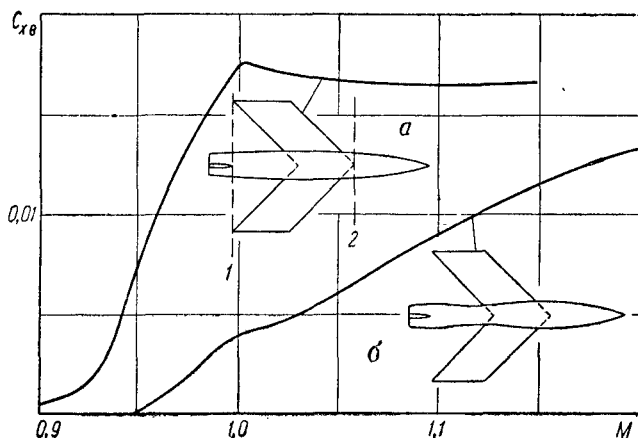


Рис. 3.31. Эффект от применения „правила площадей“

Для скоростей, мало превышающих скорость звука, сущность правила заключается в следующем. Допустим, что к фюзеляжу, имеющему наивыгоднейшую форму в отношении волнового сопротивления, добавлено стреловидное крыло (рис. 3.31, а).

У этого самолета площадь каждого поперечного сечения в промежутке 1—2 больше, чем площадь соответствующего сечения фюзеляжа, так как любая поперечная плоскость пересекает и крыло.

Согласно «правилу площадей» нужно устранить приращения поперечных сечений за счет крыла соответственным уменьшением сечений фюзеляжа, который приобретает, таким образом, «осиную талию» (рис. 3.31, б). Таким же образом нужно учитывать и приращения поперечных сечений за счет подвесных баков, двигательных гондол, оперения и т. д.

Существует также (более сложное) «правило площадей» для скоростей полета, значительно превышающих скорость звука.

В некоторых случаях рациональное сочетание различных частей самолета позволяет не только ослабить вредную интерференцию, но и получить полезную интерференцию, т. е. добиться уменьшения суммарного сопротивления, повышения суммарной подъемной силы, увеличения максимального качества самолета.

Пример полезной интерференции при сверхзвуковых скоростях показан на рис. 3.32. Плоское треугольное крыло 1, помещенное над клиновидным корпусом 2, обтекается с углом атаки, равным нулю. Если бы крыло и корпус в данном положении обдувались потоком порознь, они испытывали бы сопротивление, не создавая подъемной силы. В комбинации же они создают и подъемную силу (без возрастания сопротивления): за косыми скачками I и II, создаваемыми клином, имеется положительное избыточное давление, действующее на нижнюю поверхность крыла. Эта полезная интерференция будет и при угле атаки, отличном от нуля.

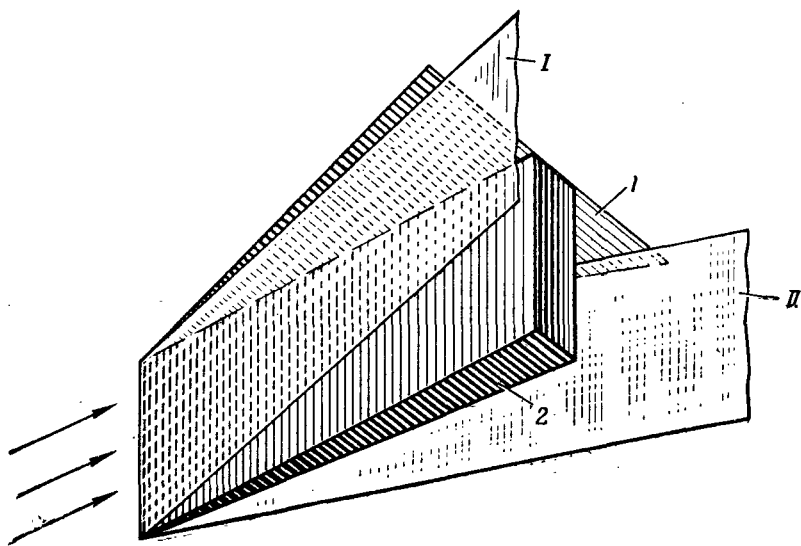


Рис. 3.32. Пример полезной интерференции при сверхзвуковом обтекании

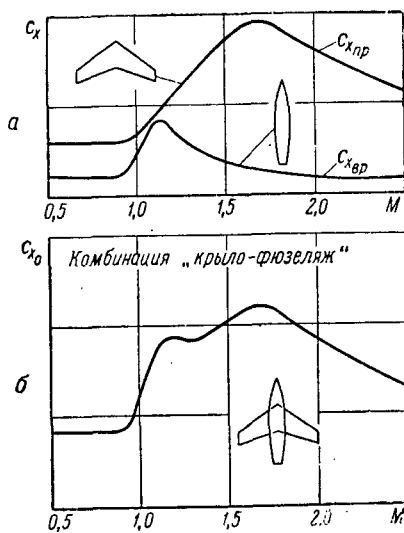


Рис. 3.33. Зависимость коэффициента безындуктивного сопротивления от числа M у комбинации фюзеляжа со стреловидным крылом (без учета интерференции)

В соответствии с особенностями формы различных частей самолета, а следовательно, и характера их обтекания зависимость аэродинамических характеристик самолета от числа M может носить более сложный характер, чем у каждой из частей самолета в отдельности.

Возьмем, например, комбинацию фюзеляжа со стреловидным крылом. Волновое сопротивление у фюзеляжа (рис. 3.33, а) появляется раньше, чем у крыла. Коэффициент вредного сопротивления фюзеляжа достигает своего максимума при числе M , незначительно большем единицы, после чего $c_{x_{вр}}$ падает, у крыла же максимум коэффициента профильного сопротивления соответствует примерно тому числу M , при котором передняя кромка становится сверхзвуковой. Если сложить коэффициенты сопротивления, пренебрегая интерференцией, то у комбинации «фюзеляж-крыло» кривая c_x ,

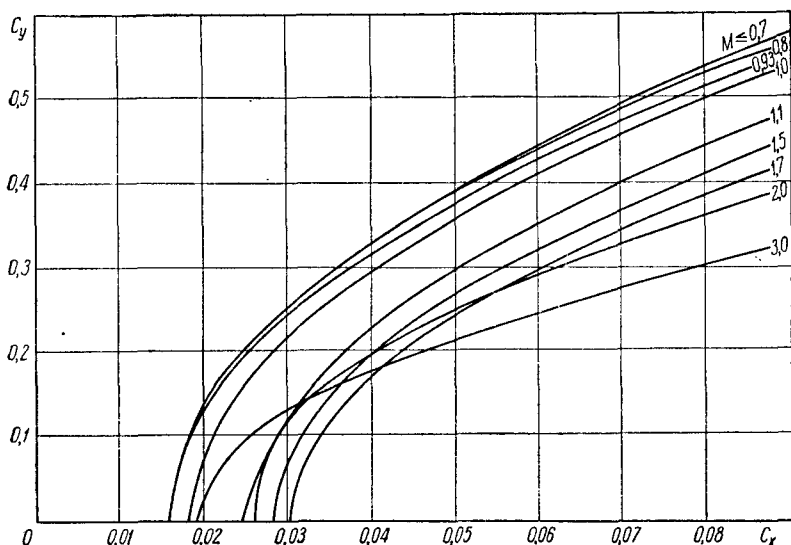


Рис. 3.34. Поляры сверхзвукового самолета (пример)

получится с двумя «горбами» (рис. 3.33, б). Интерференция внесет, конечно, некоторые коррективы, равно как и добавление к этой комбинации двигательных гондол, оперения и т. д.

На рис. 3.34 изображены примерные поляры сверхзвукового самолета со стреловидным крылом, у которого c_{x_0} изменяется с ростом числа M приблизительно так, как показано на рис. 3.33. Точки пересечения поляра с осью c_x определяют величины c_{x_0} при соответствующих числах M . Так, из рис. 3.34 для $M=0,8$ получаем $c_{x_0}=0,016$, для $M=1,7$ $c_{x_0}=0,0305$, для $M=3,0$ $c_{x_0}=0,019$.

Г Л А В А 4

ОСНОВНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ТРД

§ 1. Устройство ТРД

В современной авиации наибольшее распространение получил турбокомпрессорный воздушно-реактивный двигатель (ТРД). Он состоит из следующих основных частей (рис. 4.01): входной части 1; компрессора 2, осуществляющего сжатие воздуха;

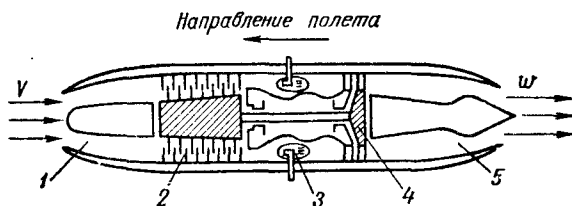


Рис. 4.01. Схема ТРД

камер сгорания 3, в которых сжигается топливо для повышения температуры воздуха с целью увеличения скорости его движения; газовой турбины 4, преобразующей часть энергии воздуха в механическую работу для вращения компрессора; реактивного сопла 5, через которое воздух выходит назад с большой скоростью, создавая реактивную тягу. Строго говоря, из ТРД выходит не чистый воздух, а смесь воздуха с продуктами сгорания топлива. Но если учесть, что на каждый килограмм топлива приходится до 60—70 кг воздуха, то окажется, что добавка горючего увеличивает массу воздуха лишь немногим более чем на 1%.

На многих ТРД между турбиной и соплом имеется форсажная камера, где сжигается дополнительное топливо.

§ 2. Формулы силы тяги и удельного расхода топлива

Будем считать, что масса газов, выходящих из двигателя, равна массе воздуха, входящего в него. Положим также, что давление воздуха перед входом в двигатель и на выходе из него одинаково, т. е. силовое воздействие на струю оказывается только внутри двигателя. Обозначим силу, с которой двигатель действует на струю, ускоряя ее движение назад, буквой P . По третьему закону механики с такой же силой струя действует на двигатель — это и есть сила тяги, направленная вперед. Как известно из механики, изменение количества движения некоторой массы воздуха m , прошедшей за время t через двигатель, равно импульсу силы P , действовавшей на эту массу:

$$m(\omega - V) = Pt,$$

где ω — скорость истечения газов из двигателя;

V — скорость воздуха на входе в двигатель, равная скорости полета.

Отсюда

$$P = \frac{m}{t}(\omega - V)$$

или

$$P = m_{\text{сек}}(\omega - V), \quad (4.01)$$

где $m_{\text{сек}}$ — секундный массовый расход воздуха через двигатель.

Полученная формула говорит о том, что при данной скорости полета тягу можно повысить, увеличив либо ω , либо $m_{\text{сек}}$, либо то и другое одновременно.

Удельным расходом топлива c_P называется часовой расход топлива, приходящийся на килограмм развиваемой тяги:

$$c_P = \frac{c_{\text{час}}}{P}. \quad (4.02)$$

Например, если $c_{\text{час}} = 6000 \text{ кг/час}$, а $P = 5000 \text{ кг}$, то

$$c_P = \frac{6000}{5000} = 1,2 \frac{\text{кг/час}}{\text{кг тяги}}.$$

Если рост тяги сопровождается более сильным увеличением часового расхода топлива, то удельный расход повышается. Рост c_P наблюдается и в том случае, когда при уменьшении тяги часовой расход снижается не в столь сильной степени, как тяга.

Изменение подачи топлива осуществляется либо летчиком с помощью рычага управления двигателем (РУД), либо автоматически по определенной программе при изменении условий работы двигателя — высоты и скорости полета, температуры окружающего воздуха. При этом программа регулирования может поддерживать неизменными температуру перед турбиной, число оборотов, углы атаки лопаток компрессора и т. д. В программу регулирования могут быть также введены различные ограничения, связанные с обеспечением прочности и надежности работы двигателя.

Тяга, которую может развивать двигательная установка самолета на данной высоте при данной скорости и наибольшем допустимом режиме двигателей, называется располагаемой тягой.

§ 3. Зависимость располагаемой тяги и удельного расхода топлива ТРД от скорости полета

Рассмотрим такой случай: на старте летчик установил рычаг управления двигателем в положение, соответствующее полной тяге, и больше не трогает его. Самолет начинает разбег, отрывается от земли и постепенно разгоняется, причем летчик выдерживает неизменную высоту (в данном случае выполняет бреющий полет).

Если бы расход воздуха $m_{\text{сек}}$ и скорость истечения w не изменялись, то с ростом скорости полета V , как видно из формулы (4.01), наблюдалось бы непрерывное уменьшение тяги. Сначала так и получается: при трогании самолета с места тяга становится меньше статической, т. е. тяги на месте, и постепенно уменьшается по мере увеличения скорости.

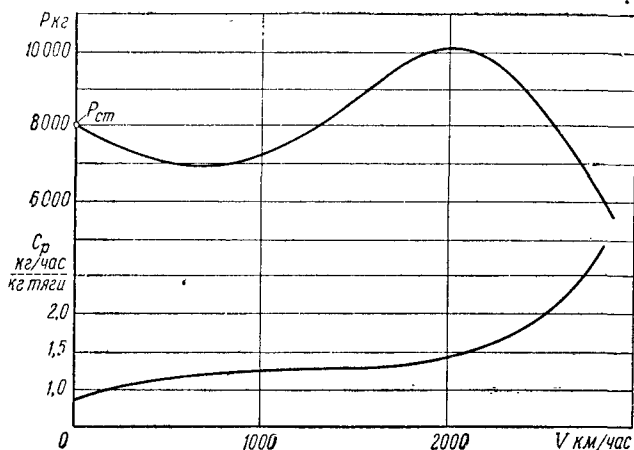


Рис. 4.02. Зависимость тяги и удельного расхода топлива ТРД от скорости на максимальном режиме работы двигателя (пример)

Но скорость полета влияет также на величины $m_{\text{сек}}$ и w : с ростом скорости полета они возрастают за счет влияния скоростного напора воздуха, поступающего в двигатель (одновременно под воздействием автоматики увеличивается и подача топлива). При малых скоростях полета это влияние почти незаметно. Но так как скоростной напор растет пропорционально квадрату скорости, то, начиная с некоторой скорости полета, дальнейшее ее увеличе-

ние приводит уже не к падению, а к росту тяги ТРД (рис. 4.02). Однако этот рост не может продолжаться бесконечно. С увеличением скорости усиливается прирост температуры при торможении воздуха перед компрессором, а следовательно, повышается температура газа и в камерах сгорания и перед турбиной. Чтобы не допустить опасного перегрева деталей двигателя, приходится сначала ограничивать рост подачи топлива, а затем постепенно ее уменьшать. Ввиду этого быстро уменьшается разность скоростей $\omega - V$ и рост тяги замедляется, а затем (на рис. 4.02 при $V = 2000 \text{ км/час}$) сменяется ее падением. Если бы удалось применить более жаростойкие детали, а значит, повысить температуру в камерах сгорания и перед турбиной, то падение тяги в нашем примере началось бы при скорости, большей чем 2000 км/час .

Кривая, показывающая зависимость располагаемой тяги от скорости полета, называется кривой располагаемой тяги.

Кроме этой кривой, на рис. 4.02 показано и изменение удельного расхода топлива c_p . Он непрерывно увеличивается с ростом скорости. Особенно быстрое возрастание c_p получается на малых и очень больших скоростях: в первом случае — за счет того, что тяга падает, а подача топлива несколько возрастает соответственно расходу воздуха, а во втором случае — за счет резкого падения тяги.

Рост удельного расхода с увеличением скорости вовсе не означает ухудшения экономичности двигателя. Например, при увеличении скорости с 500 до 2000 км/час (рис. 4.02) часовой расход, приходящийся на 1 кг тяги, т. е. c_p , повышается примерно на 25% , но при этом полезная работа, совершаемая каждым килограммом тяги за час и равная произведению силы на путь, возрастает в четыре раза.

Существенно повысить тягу ТРД можно за счет включения форсажной камеры. Сжигание топлива в форсажной камере увеличивает скорость истечения ω , а следовательно, и тягу, правда,

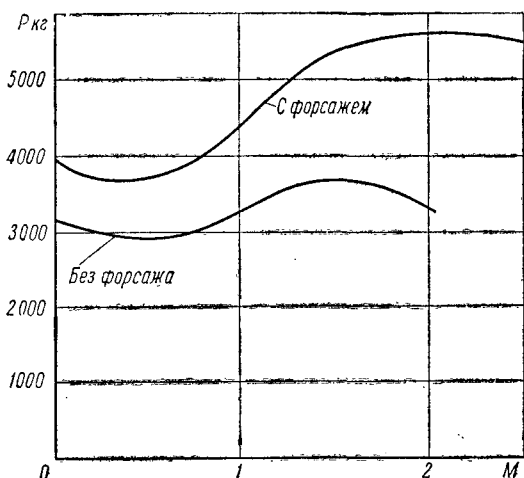


Рис. 4.03. Влияние форсажа на тягу ТРД

ценой очень большого увеличения расхода топлива¹. Прирост тяги от включения форсажной камеры тем больше, чем выше скорость полета (рис. 4.03).

Поскольку в форсажной камере нет движущихся частей, испытывающих большие механические нагрузки, температура здесь допускается более высокая, чем в камерах сгорания. А это означает, что максимум располагаемой тяги с включенным форсажем получается при более высокой скорости, чем без форсажа (на рис. 4.03 — при $M=2,0$ вместо $M=1,5$).

§ 4. Зависимость располагаемой тяги и удельного расхода топлива ТРД от давления и температуры наружного воздуха. Высотная характеристика ТРД

Если при постоянной температуре наружного воздуха уменьшать давление воздуха (например, при подъеме в стратосфере, т. е. выше 11 км в условиях стандартной атмосферы), то пропорционально давлению будет уменьшаться плотность, а с ней и массовый расход воздуха $m_{\text{сек}}$. Скорость истечения останется неизменной. Покажем это на примере. Пусть давление, а следовательно, и плотность, уменьшились в два раза. В два раза уменьшатся и избыточные давления перед компрессором и за ним, которые пропорциональны скоростному напору, т. е. плотности воздуха. Избыточное давление внутри двигателя вызывает истечение струи из сопла. В нашем примере вдвое меньшее избыточное давление действует на газ, имеющий вдвое меньшую инертность (плотность), ввиду чего газ приобретает такую же скорость истечения, какая была до понижения наружного давления.

Как видно из формулы (4.01), при неизменных значениях V и w сила тяги изменяется пропорционально $m_{\text{сек}}$, а эта величина при постоянной температуре прямо пропорциональна давлению воздуха, т. е. в нашем примере уменьшится в два раза. Расход топлива в единицу времени автоматически уменьшится пропорционально массе воздуха, так как подогрев воздуха осуществляется при обоих давлениях на одинаковое число градусов. Значит, часовой расход и тяга при изменении давления изменяются в одинаковой пропорции и удельный расход не изменяется.

Таким образом, в пределах стратосферы располагаемая тяга ТРД изменяется с высотой пропорционально давлению воздуха, а удельный расход остается постоянным.

Рассмотрим теперь, как будут изменяться располагаемая тяга и удельный расход в зависимости от изменения температуры наружного воздуха при постоянном давлении. Возьмем, например, летние и зимние условия. Летом плот-

¹ Например, включение форсажа на дозвуковом ТРД при взлете повышает тягу на 30%, часовой расход топлива — в 2,2 раза, удельный расход — на 70%.

ность воздуха при одинаковом давлении ниже, чем зимой. Значит, в летних условиях тяга должна упасть за счет уменьшения $m_{\text{сек}}$. Но это не все. Вследствие уменьшения массовой плотности уменьшится и скоростной напор воздуха во входной части и в компрессоре двигателя, т. е. степень повышения давления летом станет меньше, чем зимой. Кроме того, к более тепловому воздуху в камерах сгорания подводится меньшее количество тепловой энергии при подогреве его до температуры, допустимой для лопаток турбины.

Как видим, летом газы имеют в камерах сгорания такую же температуру, как и зимой, но меньшее давление и пропорционально меньшую инертность. Если бы и давление наружного воздуха было соответственно меньшим, то скорость истечения была бы летом и зимой одинакова. Но по условию наружное давление неизменно, поэтому скорость истечения w летом меньше, чем зимой.

Таким образом, с повышением температуры наружного воздуха тяга ТРД существенно понижается. Приблизленно можно считать, что с повышением абсолютной температуры на 1% статическая тяга ТРД уменьшается на 2% (по 1% за счет уменьшения $m_{\text{сек}}$ и w).

Повышение температуры воздуха неблагоприятно сказывается и на удельном расходе топлива: хотя часовой расход топлива и уменьшается несколько сильнее, нежели расход воздуха, уменьшение скорости истечения приводит к тому, что тяга падает еще больше и удельный расход возрастает.

Итак, с повышением температуры наружного воздуха понижается как тяга, так и экономичность двигателя, работающего при неизменном числе оборотов.

Совместное влияние давления и температуры воздуха на тягу ТРД можно выразить такой приближенной формулой:

$$\frac{P_2}{P_1} = \frac{p_2}{p_1} \cdot \frac{T_1^2}{T_2^2}. \quad (4.03)$$

По этой формуле, зная тягу P_1 при некоторых исходных значениях давления p_1 и температуры T_1 окружающего воздуха, можно найти тягу P_2 при других давлении p_2 и температуре T_2 .

Если для этих же условий использовать формулу (1.01), то можно получить такое соотношение:

$$\frac{\rho_2}{\rho_1} = \frac{p_2}{p_1} \cdot \frac{T_1}{T_2}.$$

Как видим, располагаемая тяга находится в такой же зависимости от давления, как и плотность воздуха, но изменения температуры влияют на тягу сильнее, чем на плотность (температура в квадрате, а не в первой степени).

С подъемом на высоту понижение температуры мешает уменьшению плотности за счет падения давления и в еще более сильной

степени — уменьшению тяги, поэтому в тропосфере тяга с высотой падает не только медленнее давления, но и медленнее плотности.

Характер изменения тяги ТРД с высотой показан на рис. 4.04, где для сравнения нанесены также кривые изменения плотности и давления воздуха в условиях стандартной атмосферы. За 100% приняты тяга, давление и плотность на высоте 11 км. Кривая изменения тяги для высот до 11 км является приближенной (строго говоря, у каждого двигателя эта кривая своя) и показывает изменение статической тяги. Для высот более 11 км кривая достаточно

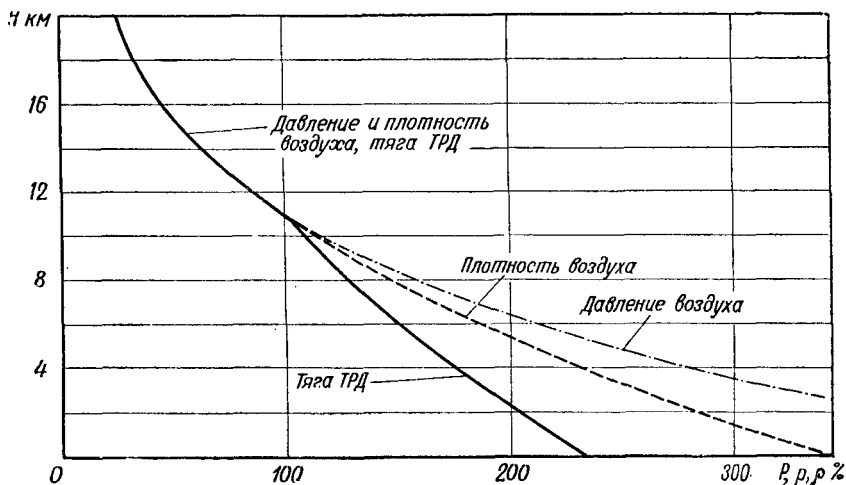


Рис. 4.04. Зависимость тяги ТРД от высоты

точно показывает изменение тяги любого ТРД при постоянных оборотах на любой заданной скорости (а не только статической тяги), причем это изменение совпадает, как видим, с изменением плотности и давления воздуха.

Влияние высоты на располагаемую тягу конкретного двигателя при различных скоростях может быть изображено серией кривых располагаемой тяги (рис. 4.05). Для того же конкретного двигателя на рис. 4.06 показана зависимость удельного расхода от скорости на различных высотах. Падение удельного расхода с увеличением высоты до 11 км объясняется исключительно влиянием понижения температуры, поскольку от давления воздуха величина c_p не зависит. Выше 11 км удельный расход при неизменных оборотах одинаков на всех высотах.

На рис. 4.06 видно также, насколько сильно повышается удельный расход при включении форсажной камеры.

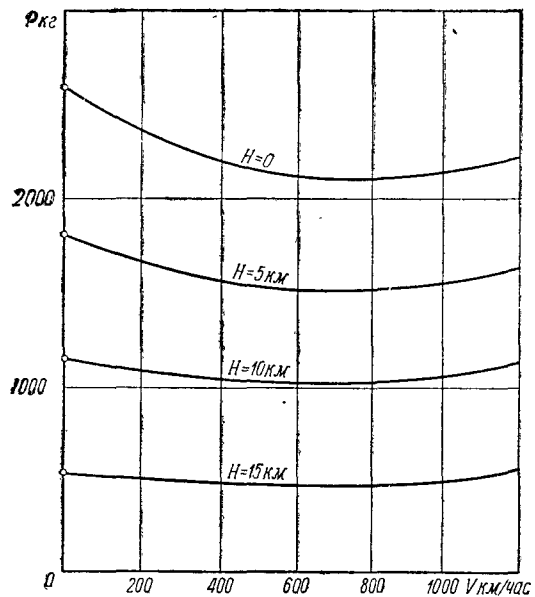


Рис. 4.05. Кривые располагаемой тяги дозвукового ТРД на максимальном режиме без форсажа (пример)

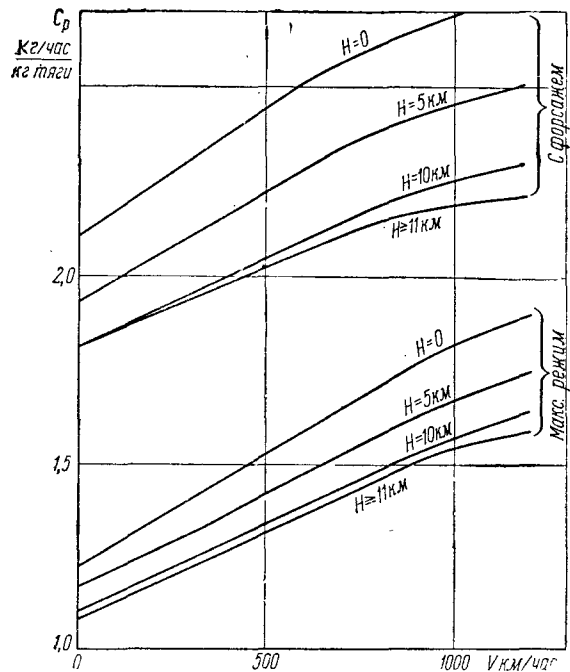


Рис. 4.06. Зависимость удельного расхода топлива дозвукового ТРД от скорости и высоты полета (пример)

§ 5. Зависимость располагаемой тяги и удельного расхода топлива ТРД от числа оборотов

В предыдущих параграфах рассматривались изменения тяги и удельного расхода при постоянных оборотах, в частности, при максимальных.

В тех случаях, когда для полета требуется тяга меньше располагаемой, летчик при помощи РУД уменьшает тягу (дросселирует двигатель). У большинства двигателей дросселирование сопровождается уменьшением оборотов. Лишь в тех случаях, когда уменьшение подачи топлива сопровождается увеличением проходного сечения реактивного сопла (это уменьшает противодавление газам, проходящим через турбину), обороты могут остаться постоянными и при дросселировании.

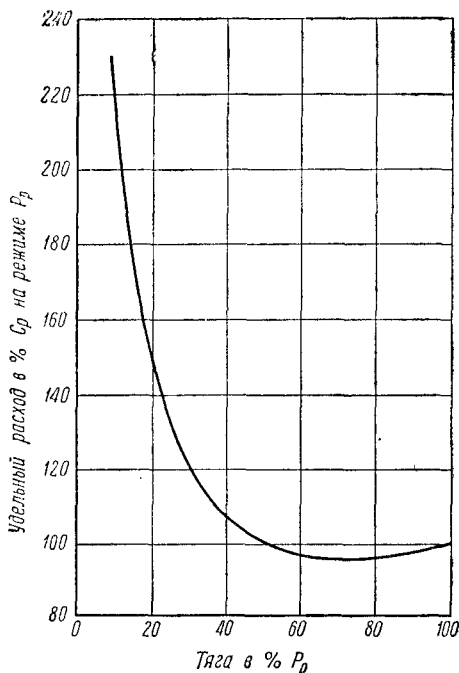


Рис. 4.07. Зависимость удельного расхода топлива дозвукового ТРД от степени дросселирования (пример)

Степень изменения тяги при снижении числа оборотов у каждого двигателя своя, причем она зависит и от того, при какой скорости полета осуществляется дросселирование. Приблизительно можно считать, что при оборотах, близких к максимальным, тяга изменяется пропорционально числу оборотов в четвертой степени; это приблизительно означает, что с увеличением или уменьшением числа оборотов на 1% тяга соответственно изменяется на 4%.

При дросселировании одновременно уменьшаются тяга и часовой расход топлива. Как правило, сначала несколько быстрее падает последний, ввиду чего удельный расход немного уменьшается (рис. 4.07). Однако при сильном дросселировании удельный расход значительно повышается, так как тяга падает быстрее, чем часовой расход топлива.

В полете, изменяя число оборотов, можно возместить рост или падение тяги, вызванные изменением условий работы двигателя. Например, при повышении температуры наружного воздуха

нужно увеличить число оборотов, чтобы сохранить силу тяги неизменной. Если при этом давление воздуха и полетное число M постоянны, то число оборотов нужно повысить пропорционально $\sqrt{T}$, или приблизительно на 1% на каждые 4—5° температуры. При этом удельный и часовой расход топлива повышается в такой же пропорции.

Если в пределах тропосферы при изменении температуры с высотой изменять обороты пропорционально $\sqrt{T}$, то тяга будет изменяться прямо пропорционально давлению, так как влияние температуры скомпенсируется оборотами. Существуют ТРД с подобной автоматической программой регулирования.

§ 6. Располагаемая тяга для полета в строю

В строю каждый самолет должен занимать заданное положение относительно ведущего самолета, определяемое интервалом, дистанцией и превышением (при снижении). Но в полете эти величины не остаются постоянными, и самолет ведомого непрерывно колеблется относительно самолета ведущего, причем для сохранения дистанции необходимо периодически изменять тягу. Следовательно, тяга самолета ведомого должна временами превышать тягу самолета ведущего, которую мы считаем неменяющейся. Но это было бы невозможно, если бы двигатель самолета ведущего работал на максимальном режиме, допустимом в одиночном полете. Значит, наибольшая тяга самолета ведущего, при которой ведомые могут сохранять заданные места в строю (назовем ее располагаемой тягой строя) должна быть меньше располагаемой тяги одиночного самолета, т. е. ведомый должен иметь некоторый резерв тяги. Если ведущий нарушит это правило, строй распадется.

Иногда ведомые сохраняют свое место в строю изменением не тяги, а сопротивления, периодически выпуская тормозные щитки. И в этом случае требуется резерв тяги, так как среднее лобовое сопротивление самолета ведомого при этом больше, чем самолета ведущего, у которого щитки убраны. Некоторое повышение сопротивления у самолета ведомого получается также за счет отклонений руля направления и скольжений в процессе сохранения заданного интервала. Дополнительный резерв тяги требуется иметь ведомым при выполнении разворотов, но этот случай мы пока рассматривать не будем.

Минимально необходимая величина резерва тяги $R_{рез}$ зависит от ряда факторов, в том числе от следующих:

- количества и размещения самолетов в строю;
- уровня групповой слетанности;
- удобства визирования ведомым летчиком самолета ведущего.

Наиболее существенную роль играет первый фактор. Если самолеты в строю размещены так, что каждый из ведомых, сохраняя свое место, ориентируется непосредственно по ведущему группы, то можно обойтись относительно небольшим резервом тяги. Наибольший резерв тяги требуется крайним ведомым, так как им приходится при выдерживании своего места в строю ориентироваться по промежуточным ведомым, которые сами совершают колебания относительно ведущего, а может быть, ориентируются тоже по ведомым, более близко расположенным к ведущему.

Для расчета располагаемой тяги строя величину резерва тяги можно найти с помощью летных испытаний. В ходе их определяется наибольший режим работы двигателя на самолете ведущего, при котором ведомые еще могут сохранять свое место в строю. Для ТРД, у которого тяга изменяется за счет изменения числа оборотов, указанному режиму соответствуют определенные обороты. Пусть эти обороты меньше максимальных на величину $n_{рез}$. Тогда можно воспользоваться приближенным правилом: изменение числа оборотов ТРД на 1% изменяет тягу на 4%, т. е.

$$\frac{P_{рез}}{P_{р.од}} = 4 \cdot \frac{n_{рез}}{n_{max}},$$

где $P_{рез}$ — необходимый резерв тяги;

$P_{р.од}$ — располагаемая тяга в одиночном полете;

n_{max} — число оборотов, при котором получается $P_{р.од}$.

Пример. Пусть $n_{max} = 12\,000$ об/мин, а в испытательных полетах пары самолетов установлено, что наибольшее допустимое число оборотов двигателя самолета ведущего равно 11 800 об/мин, т. е. резерв оборотов $n_{рез} = 12\,000 - 11\,800 = 200$ об/мин. Тогда

$$\frac{P_{рез}}{P_{р.од}} = 4 \cdot \frac{200}{12000} = 0,067.$$

Иначе говоря, располагаемая тяга строя в данном примере должна быть на 6,7% меньше располагаемой тяги одиночного самолета.

Если имеется кривая располагаемой тяги одиночного самолета, то, уменьшив все ее ординаты на соответствующие величины $P_{рез}$, мы получим кривую располагаемой тяги строя.

В заключение заметим, что располагаемая тяга строя — это тяга двигателя на самолете ведущего. Зная эту тягу, можно рассчитывать полет ведущего как одиночного самолета (только с уменьшенной тягой), причем летные данные самолета ведущего являются одновременно и летными данными всего строя, если этот строй в полете не нарушается.

РАЗДЕЛ II

ЛЕТНО-ТАКТИЧЕСКИЕ СВОЙСТВА САМОЛЕТА

Боевые возможности самолета зависят от его летно-тактических свойств (диапазон скоростей, потолок, скороподъемность, маневренность, дальность и продолжительность полета, взлетно-посадочные данные), а также от его оборудования, вооружения, бронирования и боевой живучести. Но последние мы рассматривать не будем, так как это не входит в задачу практической аэродинамики.

Летно-тактические свойства самолета определяются его аэродинамическими и весовыми характеристиками, а также характеристиками двигательной установки.

Эти свойства самолета характеризуют его способность выполнять то или иное движение, причем имеется в виду движение центра тяжести самолета. Вращения самолета вокруг центра тяжести рассматриваются в разделе III.

ГЛАВА 5

ОСНОВНЫЕ СВЕДЕНИЯ ИЗ ДИНАМИКИ ПОЛЕТА

§ 1. Виды движения самолета

Характер движения самолета определяется направлением и величиной его скорости в различные моменты времени. Если направление с течением времени не меняется, полет называется прямолинейным, в противном случае — криволинейным. Движение с неизменной скоростью называют равномерным. Если скорость с течением времени возрастает, полет называют ускоренным, если убывает — замедленным. Ускоренный полет иначе называют разгоном, а замедленный — торможением.

Движение самолета мы будем рассматривать относительно воздушной среды, считая ее неподвижной. В некоторых случаях придется учитывать движение воздуха относительно земли (ветер). Движение самой Земли при изучении полета самолетов можно пока не учитывать, за исключением некоторых специальных случаев.

§ 2. Силы, действующие на самолет

Летающий самолет подвергается воздействиям различных тел: продуктов сгорания, отбрасываемых двигателем, воздушной среды, земного шара. Эти воздействия называются силами.

Воздействие продуктов сгорания называется силой тяги, воздушной среды — аэродинамическими силами, земного шара — силой веса. Другие силы могут появиться лишь при воздействии на самолет еще каких-либо тел; например, при стрельбе из пушек пороховые газы создадут силу отдачи.

Все силы, кроме силы веса, имеют ту особенность, что создающие их тела действуют на самолет, соприкасаясь с поверхностью его частей (крыла, фюзеляжа, оперения, деталей двигателя, стволов пушек и т. п.). Все эти силы можно поэтому назвать поверхностными. Они могут создаваться и землей в том случае, когда самолет стоит или движется, соприкасаясь с ней поверхностью колес.

Сила веса не является поверхностной: она распределена по всему объему самолета, и каждая частица последнего непосредственно притягивается Землей.

Не следует путать силу, действующую на самолет, с силой действия самолета на другое тело. Эти силы равны по величине, но направлены противоположно. Например, самолет, стоящий на земле, давит на нее сверху вниз с силой, равной его весу, а земля действует на самолет с такой же силой, направленной снизу вверх и называемой силой реакции земли.

В дальнейшем мы будем рассматривать только силы, действующие на самолет.

§ 3. Связь между силами и характером движения самолета

Если все силы, действующие на самолет, взаимно уравновешены, то в соответствии с законом инерции (первым законом Ньютона) самолет находится либо в покое (рис. 5.01), либо в состоянии прямолинейного и равномерного движения. Примерами такого движения являются горизонтальный установившийся полет

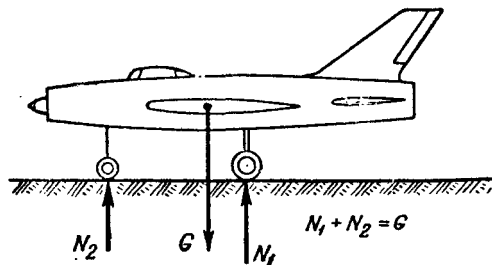


Рис. 5.01. Силы, действующие на самолет на стоянке

(рис. 5.02), установившийся подъем, установившееся планирование и т. д. При отсутствии равновесия сил движение самолета может быть либо неравномерным, либо криволинейным, либо и неравномерным и криволинейным одновременно.

Чтобы определенно судить о характере движения самолета, целесообразно рас-

считать отдельно продольные и поперечные силы. Первые направлены параллельно вектору скорости (вперед или назад), а вторые — перпендикулярно к нему. К продольным силам всегда относится лобовое сопротивление, к поперечным — подъемная сила. Сила веса G направлена вниз, к центру Земли.

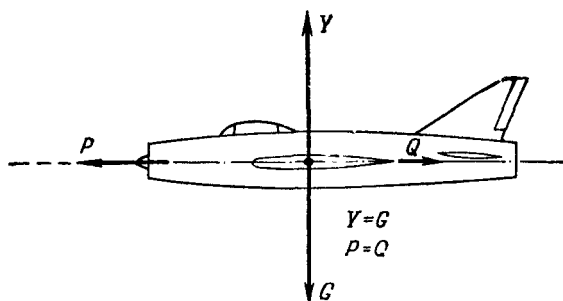


Рис. 5.02. Равновесие сил в установившемся горизонтальном полете

При горизонтальном движении самолета она является поперечной силой, при отвесном пикировании или отвесном подъеме — продольной, а при наклонном движении сила веса разлагается

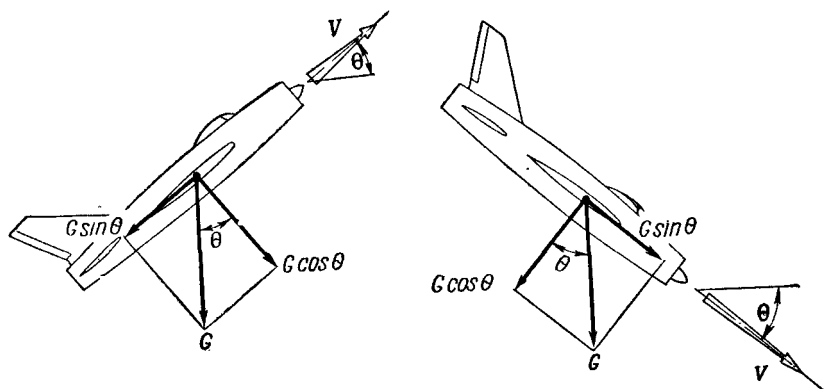


Рис. 5.03. Разложение силы веса на продольную и поперечную составляющие

на две составляющие — продольную $G \sin \theta$ и поперечную $G \cos \theta$ (рис. 5.03). Сила тяги P , направленная под некоторым углом к вектору скорости, также дает продольную P_x и поперечную P_y составляющие (рис. 5.04). Однако при расчетах, не требующих большой точности, поперечной составляющей обычно пренебрегают и считают силу тяги направленной параллельно скорости. Поперечная составляющая тяги заметна при очень больших тягах и больших углах между векторами тяги и скорости.

При полете со скольжением (рис. 5.05) на самолет, кроме перечисленных сил, действует аэродинамическая боковая сила Z , являющаяся поперечной.

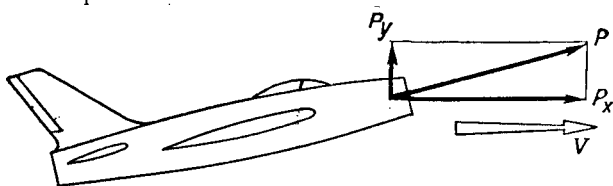


Рис. 5.04. Разложение силы тяги при большом угле атаки на продольную P_x и поперечную P_y составляющие

Итак, все силы, действующие на самолет, можно свести к продольным и поперечным.

Характер движения самолета зависит от величин и направлений суммарной продольной силы $R_{пр}$ и суммарной поперечной силы $R_{п.}$, которые являются составляющими полной равнодействующей всех сил.

Продольная сила, направленная вперед, является ускоряющей и вызывает разгон самолета, а направленная назад — замедляющей и вызывает торможение.

Темп изменения скорости, или продольное ускорение, рассчитывается по формуле второго закона Ньютона:

$$j_{пр} = \frac{R_{пр}}{m}, \quad (5.01)$$

где $R_{пр}$ — суммарная продольная (или касательная) сила; разгоняющая сила считается положительной; замедляющая — отрицательной;

$j_{пр}$ — продольное (или касательное) ускорение; при разгоне оно положительно, при торможении — отрицательно;

m — масса самолета; зная вес самолета G и ускорение свободного падения g (для средних широт у поверхности земли $g=9,81 \text{ м/сек}^2$), массу можно найти по формуле $m = \frac{G}{g}$.

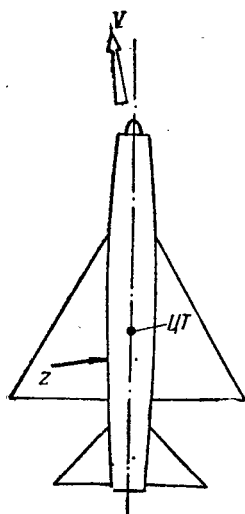


Рис. 5.05. Боковая аэродинамическая сила при полете со скольжением

Если продольные силы взаимно уравновешены, то $R_{пр}=0$ и движение самолета будет равномерным.

Суммарная поперечная сила R_{Π} искривляет траекторию самолета в сторону своего действия (рис. 5.06). Вектор скорости направлен по касательной к траектории, а сила R_{Π} , перпендикулярная к нему, направлена вдоль радиуса, т. е. к центру кривизны. Поэтому ее называют также центростремительной силой. Как видим, плоскость, в которой лежат векторы V и R_{Π} , является плоскостью криволинейного движения. Она может быть горизонтальной, вертикальной и наклонной. Если в процессе движения вектор R_{Π} поворачивается вокруг оси скорости, то траектория самолета не лежит в одной плоскости и будет пространственной. Примерами такой траектории являются спираль и боевой разворот.

На основании второго закона Ньютона можно найти поперечное (центростремительное) ускорение, создаваемое поперечной силой:

$$j_{\Pi} = \frac{R_{\Pi}}{m} = g \frac{R_{\Pi}}{G}. \quad (5.02)$$

Но это ускорение, перпендикулярное к вектору скорости, влияет не на величину, а на направление этого вектора. Радиус кривизны траектории определяется по формуле, известной из физики:

$$r = \frac{V^2}{j_{\Pi}}.$$

или

$$r = \frac{V^2}{g \frac{R_{\Pi}}{G}}. \quad (5.03)$$

Чем больше скорость полета и чем меньше поперечная сила, тем больше радиус траектории, меньше ее кривизна.

Угловая скорость поворота вектора скорости, выраженная в радианах в секунду, равна отношению скорости к радиусу:

$$\omega = \frac{V}{r}.$$

Подставив вместо r его выражение из формулы (5.03), получим

$$\omega = \frac{g \frac{R_{\Pi}}{G}}{V}. \quad (5.04)$$

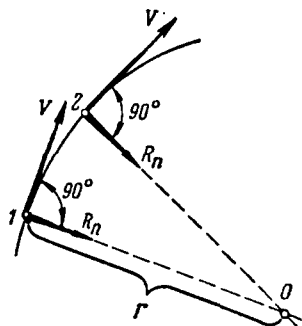


Рис. 5.06. Искривление траектории самолета суммарной поперечной силой:

1 и 2 — последовательные положения самолета

Если суммарная поперечная сила равна нулю, то движение самолета будет прямолинейным.

Пример. На рис. 5.07, а показана схема сил, действующих на самолет, причем известно, что скорость самолета направлена вверх под углом $\theta=30^\circ$ к горизонту и равна 1080 км/час. Выясним характер движения самолета в данный момент. Для этого сведем все силы к продольным и поперечным (рис. 5.07, б) и найдем суммарные силы (силу тяги считаем продольной):

$$\begin{aligned} R_{\text{пр}} &= P - Q - G \sin \theta = 6000 - 2000 - 10000 \sin 30^\circ = \\ &= 6000 - 2000 - 5000 = -1000 \text{ кг}; \\ R_{\text{п}} &= Y - G \cos \theta = 10000 - 10000 \cos 30^\circ = \\ &= 10000 - 8660 = 1340 \text{ кг}. \end{aligned}$$

Как видим, самолет движется замедленно и его траектория искривляется кверху, т. е. угол подъема θ возрастает.

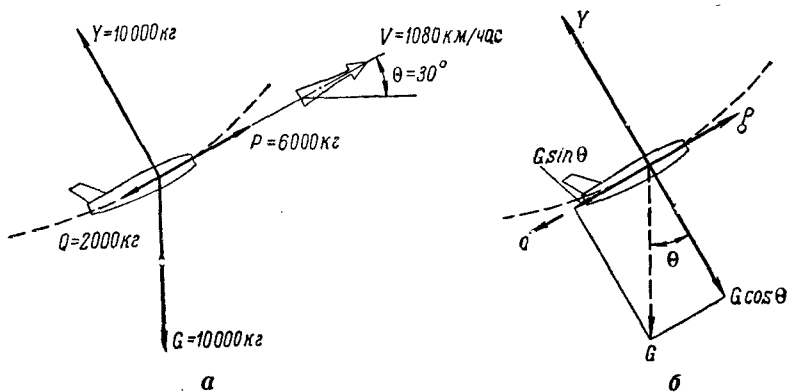


Рис. 5.07. Силы, действующие на самолет при неустановившемся криволинейном подъеме:

а — исходная схема сил; б — схема сил, приведенных к двум взаимно-перпендикулярным направлениям

Затем определим продольное ускорение самолета:

$$j_{\text{пр}} = g \frac{R_{\text{пр}}}{G} = 9,81 \cdot \frac{-1000}{10000} = -0,98 \text{ м/сек}^2$$

и радиус кривизны траектории (V в м/сек)

$$r = \frac{V^2}{g \frac{R_{\text{п}}}{G}} = \frac{300^2}{9,81 \cdot \frac{1340}{10000}} = 68 \text{ 500 м.}$$

Если такой характер движения нежелателен, то нужно изменить силы с помощью органов управления самолетом и двигателем. Скажем, для того чтобы в нашем примере осуществлять прямолинейный установившийся подъем, нужно убавить на 1340 кг подъемную силу, уменьшив для этого угол атаки, и увеличить тягу двигателя (немного менее чем на 1000 кг, так как при уменьшении подъемной силы снизится и лобовое сопротивление). Если тягу повысить невозможно, придется уменьшить угол подъема θ .

Иногда необходимо выяснить, имеется ли ускорение (и какое именно) не в продольном и поперечном направлениях, а в каком-либо ином. В таких случаях необходимо спроектировать все силы на интересующее нас направление и их проекции алгебраически сложить. Полученная сумма, поделенная на массу, даст искомый ответ.

§ 4. Силы инерции

Когда под действием других тел, которое мы называем силой, тело приобретает ускорение, то оно оказывает им противодействие, так как согласно закону инерции стремится сохранить состояние прямолинейного и равномерного движения или покоя.

Это противодействие называется силой инерции. Сила инерции данного тела приложена не к нему, а к тем телам, которые действуют на него, создавая ускорение.

Поэтому среди внешних сил, приложенных к самолету, нет силы инерции самолета. Но, например, сила инерции самолета, направленная вперед при замедленном движении на пробеге, действует на посадочную полосу и воздушную среду. Когда самолет под действием воздушной поперечной силы искривляет свою траекторию, то равная ей сила инерции самолета, называемая центробежной, действует на воздушную среду (но не на самолет!).

Силы инерции тел, находящихся внутри самолета и получающих ускорения от своих опор, воспринимаются этими опорами. Например, сила инерции летчика при горизонтальном разгоне самолета воспринимается спинкой сиденья, сила инерции какого-либо внутреннего органа летчика действует на поддерживающие ткани, сила инерции прицела — на его кронштейн, сила инерции топлива — на стенку бака.

Из сказанного ясно, что силы инерции необходимо учитывать при рассмотрении работы частей самолета, физиологии летчика и т. д. Но при изучении движения самолета в целом, которое определяется внешними силами, приложенными к самолету, силы инерции рассматривать не нужно.

§ 5. Перегрузка

В зависимости от сил, действующих на самолет, изменяются не только ускорения самолета, но и нагрузки, испытываемые экипажем. За меру нагрузки, испытываемой летчиком, принимается перегрузка — число, показывающее, во сколько раз сила, с которой летчик давит на сиденье (чашку, спинку, ремни) в данный момент движения, больше его собственного веса на земле.

Выясним, как возникает сила, прижимающая летчика к сиденью. Примем, что летчик находится вблизи центра тяжести летательного аппарата и, будучи привязан к сиденью, движется

с таким же ускорением, как и сам аппарат. Ускорение аппарата можно рассматривать как векторную сумму двух слагаемых: ускорения земного тяготения и ускорения от суммарной поверхностной силы F . Из таких же слагаемых состоит и ускорение летчика, причем первое слагаемое создается силой притяжения летчика к Земле, а второе — силовым воздействием со стороны сиденья, которое, таким образом, передает летчику часть силы F , приложенной к поверхности аппарата. Но сила, с которой летчик давит на сиденье, равна и противоположна силе воздействия сиденья на летчика. Значит, летчик давит на сиденье только в том случае, когда к летательному аппарату приложена некоторая поверхностная сила F , причем сила этого давления направлена противоположно силе F , т. е. перегрузка имеет определенное направление, является вектором.

Чему же равна величина перегрузки, испытываемой летчиком? Для ее определения напомним равенство

$$g \frac{F_{\text{л}}}{G_{\text{л}}} = g \frac{F}{G},$$

где $G_{\text{л}}$ и G — соответственно вес летчика и летательного аппарата на земле;

$F_{\text{л}}$ — сила действия сиденья на летчика.

Это равенство вытекает из того факта, что ускорение равно отношению силы к массе, а ускорения летчика и летательного аппарата одинаковы.

Как видим,

$$\frac{F_{\text{л}}}{G_{\text{л}}} = \frac{F}{G}.$$

Но согласно определению, данному в начале параграфа, отношение, стоящее в левой части, есть перегрузка. Обозначив ее буквой n , получим

$$n = \frac{F}{G}.$$

Таким образом, перегрузка равна отношению суммарной поверхностной силы, действующей на летательный аппарат, к весу этого аппарата на земле.

Рассмотрим два частных случая. Первый случай — когда суммарное ускорение аппарата равно нулю (стоянка, прямолинейный и равномерный полет), т. е. ускорение от суммарной поверхностной силы F равно и противоположно ускорению от силы тяготения G . Это означает, что $F=G$, откуда $n=1$. В этом случае летчик давит на сиденье с силой, равной его собственному весу.

Другой случай — когда равна нулю суммарная поверхностная сила F (пример — полет космического корабля за пределами атмосферы с выключенными двигателями). В этом случае $n=0$, т. е.

летчик не оказывает никакого давления на сиденье. Такое состояние принято называть невесомостью, хотя на самом деле как аппарат, так и летчик притягиваются к Земле. Состояние невесомости свидетельствует не об отсутствии притяжения Земли, а об отсутствии или взаимной уравновешенности поверхностных сил. При этом ускорение летательного аппарата равно ускорению свободного падения под действием притяжения Земли и других небесных тел.

Состояние невесомости можно создать и при полете самолета в воздушной среде. Для этого нужно уменьшением угла атаки до-

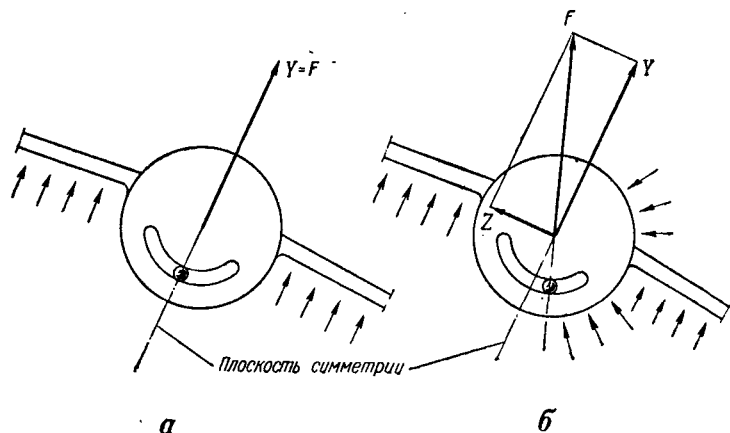


Рис. 5.08. Связь между аэродинамическими силами и положением шарика пилотажного прибора:

а — боковой силы нет; *б* — есть боковая аэродинамическая сила Z

вести подъемную силу до нуля, а силу тяги с помощью РУД сделать равной лобовому сопротивлению, тогда сумма всех этих поверхностных сил будет равна нулю.

Теперь видно, в чем смысл выделения поверхностных сил в особую группу: только эти силы создают перегрузку, в то время как ускорение самолета создается всеми силами — и поверхностными, и силой веса.

Если внутри самолета подвесить маятник, то он всегда будет отклоняться в сторону, противоположную действию силы F . То же будет происходить и с шариком указателя скольжения на приборной доске кабины летчика. Если сила тяги и аэродинамические силы дают равнодействующую, лежащую в плоскости симметрии самолета, то и шарик указателя также находится в этой плоскости, «в центре» (рис. 5.08, *а*). Этого не будет, если имеется боковая аэродинамическая сила (рис. 5.08, *б*), которая возникает при скольжении самолета или при нарушении его геометрической симметрии.

Таким образом, кажущаяся «вертикаль» внутри самолета направлена не к центру земного шара, а в сторону, обратную

вектору силы F — равнодействующей всех внешних сил (кроме веса), действующих на самолет.

Если брать отдельно продольную и поперечную поверхностные силы, то соответственно получаются продольная n_x и поперечная n_n перегрузки, являющиеся составляющими полной перегрузки. В свою очередь поперечную перегрузку можно разложить по взаимно-перпендикулярным осям y и z (рис. 5.09), первая из которых лежит в плоскости симметрии самолета.

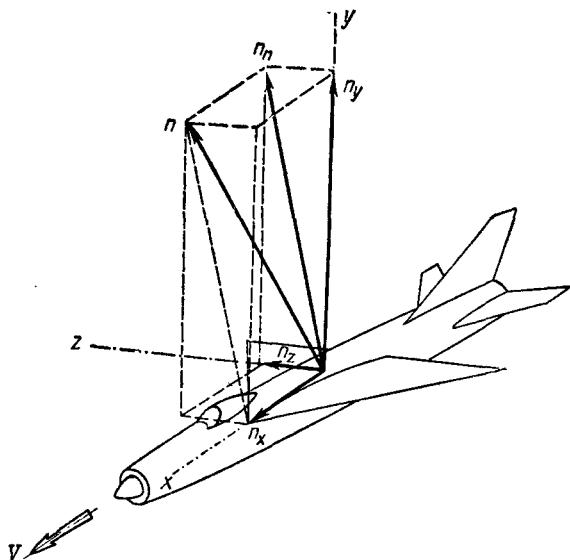


Рис. 5.09. Составляющие полной перегрузки самолета

Боковая перегрузка n_z получается только в том случае, когда есть скольжение или геометрическая несимметричность самолета, создающие боковую силу. При этом шарик пилотажного прибора, как мы видели, уходит в сторону. Когда боковой силы нет, то могут быть только перегрузки n_x и n_y . Если принять, что тяга является продольной силой, то в полете перегрузку n_y может создавать только подъемная сила, а перегрузку n_x — разность между тягой и сопротивлением:

$$n_y = \frac{Y}{G}; \quad (5.05)$$

$$n_x = \frac{P - Q}{G}. \quad (5.06)$$

В некоторых случаях необходимо при расчете перегрузки n_y учитывать и составляющую силы тяги P_y (рис. 5.04), прибавляя ее к подъемной силе Y .

Как видно из формул, перегрузки n_y и n_x могут быть положительными и отрицательными. Положительная перегрузка n_y соответствует положительной подъемной силе Y и «прижимает» летчика к чашке сиденья. Положительная продольная перегрузка n_x получается при тяге, превышающей лобовое сопротивление, при этом летчик прижимается к спинке сиденья. При отрицательных перегрузках натягиваются привязные ремни. Для измерения перегрузок служат специальные приборы — акселерометры. По их показаниям можно судить о силах, которые действуют на самолет в полете.

В заключение рассмотрим два примера определения перегрузок по схемам сил, действующих на самолет.

Пример 1. Установившийся горизонтальный полет (рис. 5.02). Поскольку $Y = G$, то $n_y = 1$ — летчик давит на чашку сиденья с силой, равной собственному весу. Продольная перегрузка $n_x = 0$, так как $P = Q$, полная перегрузка равна перегрузке n_y , т. е. $n = 1$.

Пример 2. Неустановившийся криволинейный подъем (рис. 5.07).

При рассмотрении данной схемы сил в § 3 этой главы было установлено, что самолет движется замедленно, т. е. с торможением. Найдём величины перегрузок:

$$n_y = \frac{Y}{G} = \frac{10\,000}{10\,000} = 1;$$

$$n_x = \frac{P - Q}{G} = \frac{6000 - 2000}{10\,000} = 0,4.$$

Таким образом, летчик давит на чашку сиденья с силой, равной собственному весу, и на спинку — с силой, равной 40% своего веса.

На этом примере видно, что по одним перегрузкам еще нельзя судить о характере движения: в данном случае положительная перегрузка n_x получается в процессе торможения и $n_y = 1$ — при криволинейном подъеме, в то время как при горизонтальном движении такие же перегрузки соответствовали бы разгону по прямолинейной траектории.

Все дело в том, что на характер движения влияют и составляющие силы веса, которые перегрузок не создают.

Летчик в полете ощущает перегрузки, а они создаются только аэродинамическими силами (включая и тягу). Поскольку сила тяжести не создает перегрузок, летчик не может по своим ощущениям правильно судить о положении самолета относительно земной поверхности и характере движения самолета. Вот почему в слепом полете следует доверять только показаниям приборов.

§ 6. Механическая энергия самолета

Находясь на высоте H , самолет весом G обладает потенциальной энергией, равной GH . Если он при этом летит со скоростью V , то его кинетическая энергия равна $\frac{mV^2}{2} = \frac{GV^2}{2g}$.

Таким образом, полная механическая энергия летящего самолета равна

$$E = GH + \frac{GV^2}{2g} = G\left(H + \frac{V^2}{2g}\right). \quad (5.07)$$

Полная энергия может изменяться с течением времени. Источником увеличения энергии является тяга двигателя самолета¹, потеря же энергии вызывается лобовым сопротивлением, о чем говорилось в главе 2. Если тяга превышает сопротивление, то полная энергия самолета постепенно возрастает. Пусть, например, летя на постоянной высоте, самолет увеличивает скорость; в этом случае при неизменной потенциальной энергии растет кинетическая энергия самолета. Можно за счет избытка тяги над сопротивлением набирать высоту при неизменной скорости, т. е. увеличивать потенциальную энергию, сохраняя постоянной кинетическую. Во всех случаях прирост полной энергии ΔE равен работе, совершенной избыточной тягой $P - Q$:

$$\Delta E = (P - Q) \cdot \Delta s, \quad (5.08)$$

где Δs — длина пути, пройденного самолетом по траектории.

В полете лобовое сопротивление может оказаться больше тяги — тогда энергия самолета с течением времени будет рассеиваться, уменьшаться. Если же тяга остается все время равной сопротивлению, то полная энергия самолета сохраняется неизменной, и можно лишь одно ее слагаемое изменять за счет другого. Каждый летчик знает, что можно увеличить скорость за счет снижения или ценой погашения скорости набрать высоту.

У летчика в полете есть простой источник информации относительно того, что происходит с энергией самолета: направление продольной перегрузки. Если летчик прижат к спинке сиденья, значит, тяга больше сопротивления и самолет накапливает механическую энергию; натяжение поясных привязных ремней свидетельствует о том, что энергия теряется. При этом положение самолета в пространстве значения не имеет.

§ 7. Энергетическая высота самолета

Полная механическая энергия, приходящаяся на 1 кг веса самолета, называется энергетической высотой $H_э$; она выражается в метрах.

Разделив обе части равенства (5.07) на вес самолета G , получим

$$H_э = H + \frac{V^2}{2g} = H + H_к.$$

¹ В итоге, конечно, топливо.

Как видно из формулы, энергетическая высота $H_э$ равна сумме действительной высоты H и кинетической высоты $H_k = \frac{V^2}{2g}$.

Разделив левую и правую части уравнения (5.08) на G , получим формулу прироста энергетической высоты:

$$\Delta H_э = n_x \cdot \Delta s. \quad (5.09)$$

Прирост энергетической высоты есть сумма приростов ΔH действительной высоты и ΔH_k кинетической высоты:

$$\Delta H_э = \Delta H + \Delta H_k,$$

но

$$\Delta H_k = \frac{V_2^2}{2g} - \frac{V_1^2}{2g} = \frac{V_2 + V_1}{2} \cdot \frac{V_2 - V_1}{g} = \frac{V_{ср} \cdot \Delta V}{g},$$

тогда

$$\Delta H_э = \Delta H + \frac{V_{ср} \cdot \Delta V}{g}.$$

Подставив полученное выражение в формулу (5.09), получим

$$\Delta H + \frac{V_{ср} \cdot \Delta V}{g} = n_x \cdot \Delta s. \quad (5.10)$$

Если тяга равна сопротивлению, т. е. $n_x = 0$, то $H_э$ не изменяется.

В этом случае можно увеличить высоту полета только за счет соответствующего уменьшения кинетической высоты, т. е. погашения скорости, или увеличить скорость только за счет потери высоты. Из формулы (5.10) при $n_x = 0$ получаем

$$\Delta H = - \frac{V_{ср} \cdot \Delta V}{g}$$

или

$$\Delta V = - \frac{g \cdot \Delta H}{V_{ср}}.$$

Как видим, прирост высоты за счет уменьшения скорости на величину ΔV тем больше, чем выше средняя скорость самолета; значит, он должен получаться особенно большим у сверхзвуковых самолетов. Прирост же скорости за счет потери высоты у сверхзвукового самолета значительно меньше, чем у дозвукового. Например, при потере высоты 100 м ($\Delta H = -100$ м) получаем такие приросты скорости: если $V_{ср} = 540$ км/час = 150 м/сек, то

$$\Delta V = - \frac{9,81(-100)}{150} \approx 6,5 \text{ м/сек} = 23,5 \text{ км/час},$$

а при $V_{ср} = 2340$ км/час = 650 м/сек

$$\Delta V = - \frac{9,81(-100)}{650} \approx 1,5 \text{ м/сек} = 5,4 \text{ км/час}.$$

Для большей наглядности взаимную связь между скоростью полета, действительной высотой и энергетической высотой можно представить графически (рис. 5.10). Каждая кривая показывает те сочетания высоты и скорости, при которых получается одна и та же данная энергетическая высота. Так, например, $H_э = 30\,000$ м получается при $H = 30\,000$ м и $V = 0$, $H = 29\,000$ м и $V = 500$ км/час,

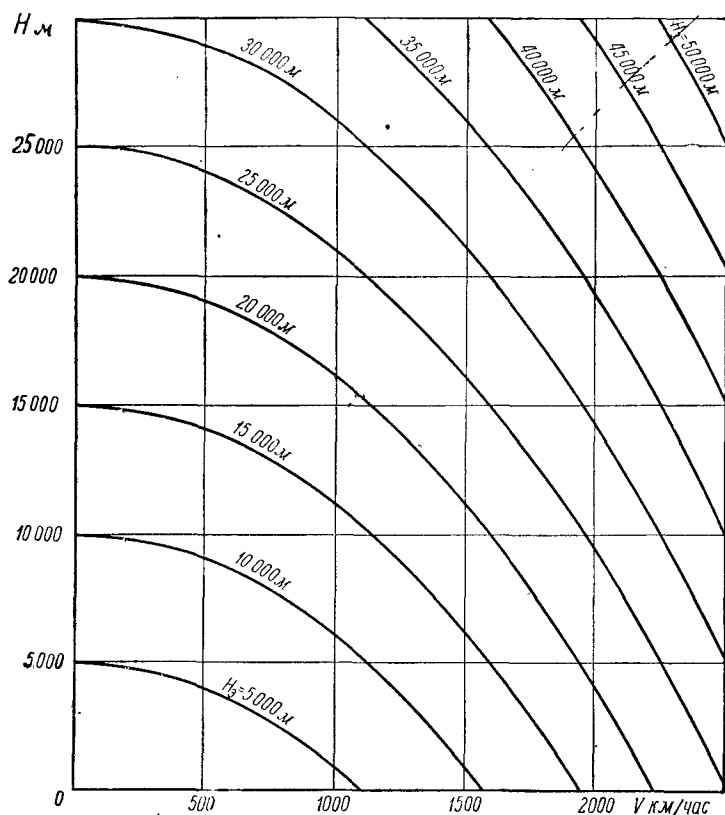


Рис. 5.10. Сетка постоянных энергетических высот

$H = 26\,000$ м и $V = 1000$ км/час, $H = 21\,000$ м и $V = 1500$ км/час, $H = 10\,000$ м и $V = 2250$ км/час и т. д. Эти сочетания получились потому, что при $V = 0$ кинетическая высота равна нулю, при $V = 500$ км/час — 1000 м, при $V = 1000$ км/час — 4000 м и т. д.

Сетка энергетических высот (рис. 5.10) позволяет найти энергетическую и кинетическую высоты любого самолета, если известен его режим полета. Например, при полете на $H = 15\,000$ м со скоростью $V = 2000$ км/час $H_э \approx 31\,000$ м; следовательно, кинетическая высота $H_к = 31\,000 - 15\,000 = 16\,000$ м.

§ 8. Располагаемая перегрузка n_y

Перегрузка n_y создается подъемной силой. Если в полете на данной высоте с данной скоростью полностью использовать возможности самолета по созданию подъемной силы, то будет достигнута перегрузка n_y , которую называют **располагаемой**:

$$n_{yp} = \frac{Y_p}{G} = \frac{0,7c_{yp}SpM^2}{G}. \quad (5.11)$$

Располагаемый коэффициент подъемной силы c_{yp} есть наибольшее значение c_y , которое может быть достигнуто без недопустимых аэродинамических явлений при увеличении угла атаки.

Недопустимые аэродинамические явления (сильная тряска, потеря продольной устойчивости и др.) обычно ограничивают величину c_{yp} при дозвуковых скоростях полета; при этом $c_{yp} = c_{y\text{без}}$, где $c_{y\text{без}}$ — наибольшая безопасная величина c_y .

При сверхзвуковых скоростях величина c_{yp} соответствует, как правило, полному взятию летчиком ручки на себя, поскольку оно обычно не вызывает вышеуказанных явлений.

Как известно, величина c_y зависит от угла атаки и числа M . В свою очередь угол атаки, соответствующий c_{yp} , сам зависит от числа M . В итоге величина c_{yp} одного и того же самолета не одинакова при различных числах M и с увеличением последнего, как правило, уменьшается.

Как показывает формула (5.11), располагаемая перегрузка должна увеличиваться с ростом числа M , однако при околозвуковых скоростях иногда наблюдается и некоторое уменьшение располагаемой перегрузки при увеличении числа M по причине сильного падения величины c_{yp} .

Чем больше высота полета, тем меньше располагаемая перегрузка, которая при заданном числе M и неизменном весе пропорциональна давлению воздуха:

$$\frac{n_{yp1}}{n_{yp2}} = \frac{p_1}{p_2}.$$

Зная перегрузку n_{yp1} на одной высоте, можно с помощью этой формулы найти перегрузку n_{yp2} на другой высоте. Для этого нужно предварительно найти отношение давлений воздуха на этих высотах $\frac{p_1}{p_2}$, для чего можно воспользоваться таблицей стандартной атмосферы.

Если обе высоты находятся в пределах стратосферы, то отношение давлений можно найти с помощью графика (рис. 5.11). При его построении использовано то свойство стратосферы, что отношение давлений воздуха на двух высотах зависит только от величины разности этих высот ΔH . Например, на высоте 12 км

давление в 1,17 раза меньше, чем на высоте 11 км; во столько же раз уменьшается давление при всяком увеличении высоты на 1 км: с 13 до 14 км, с 20 до 21 км, с 15,5 до 16,5 км и т. д.

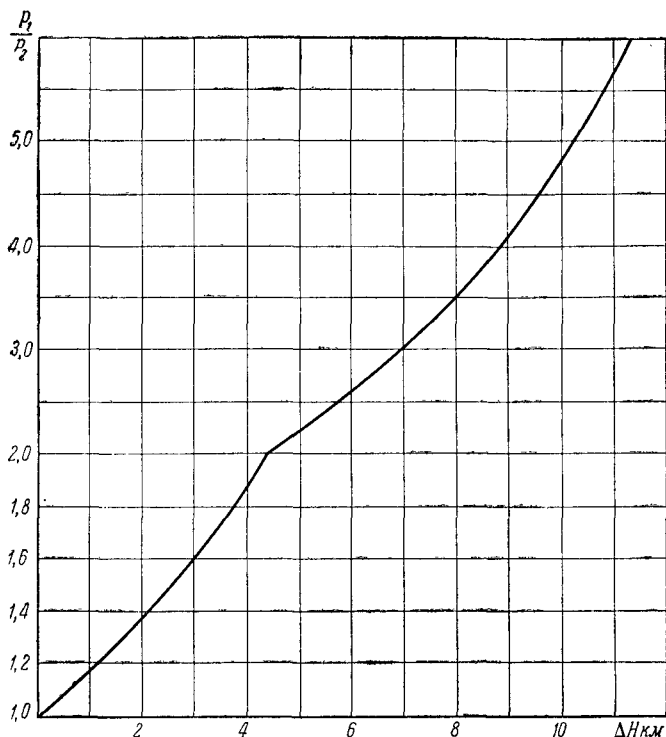


Рис. 5.11. График зависимости отношения давлений воздуха от разности высот в стратосфере

При небольших (до 500 м) изменениях высоты в стратосфере можно пользоваться приближенным правилом: на каждые 64 м высоты давление воздуха изменяется на 1%.

Пример. Найти располагаемую перегрузку на высотах 20 и 5 км, если известно, что при данном числе M на высоте $H_1 = 11$ км $n_{ур} = 5,5$.

Как следует из условия, для высоты 20 км разность высот $\Delta H = 20 - 11 = 9$ км.

По графику (рис. 5.11) для $\Delta H = 9$ км находим отношение давлений

$$\frac{p_{11}}{p_{20}} = 4,25.$$

Теперь, используя последнюю формулу, определим искомую перегрузку

$$n_{ур20} = \frac{5,5}{4,25} = 1,3.$$

Для расчета n_{y_p} на высоте 5 км графиком на рис. 5.11 пользоваться нельзя, так как он пригоден только для стратосферы.

Из таблицы стандартной атмосферы находим:

$$\begin{array}{ll} \text{для } H=11 \text{ км} & p_{11}=2308 \text{ кг/м}^2; \\ \text{для } H=5 \text{ км} & p_5=5508 \text{ кг/м}^2; \end{array}$$

тогда

$$\frac{p_{11}}{p_5} = \frac{2308}{5508} = 0,42;$$

значит,

$$n_{y_{p5}} = \frac{5,5}{0,42} = 13,1.$$

Как видно из формулы (5.11), располагаемая перегрузка самолета возрастает при уменьшении его полетного веса.

На малых высотах, а в сверхзвуковом полете и на больших высотах располагаемая перегрузка может быть очень велика. Однако создание располагаемой перегрузки может оказаться недопустимым из-за ряда ограничений — физиологических, прочностных, по располагаемой тяге, а также по условиям надежности работы двигательной установки и оборудования самолета.

§ 9. Физиологическое ограничение перегрузки

Переносимость перегрузки человеческим организмом зависит от ряда факторов. Во-первых, большое значение имеет направление перегрузки: легче всего переносятся перегрузки, «прижимающие» летчика в направлении спина — грудь и грудь — спина, труднее всего — в направлении таз — голова. Во-вторых, переносимость перегрузок ухудшается с увеличением их продолжительности и темпа нарастания. В течение долей секунды можно без вреда для организма выдержать перегрузку $n_y > 10-15$ (например, при катапультировании), в то время как длительные перегрузки того же направления должны быть значительно меньшими. На переносимость перегрузки влияют удобство сиденья, температура и давление воздуха в кабине, а также субъективные особенности летчика, его общая и специальная тренировка, степень утомления и т. д.

Физиологическую границу перегрузки можно поднять применением противоперегрузочных костюмов, которые с ростом перегрузки автоматически создают повышенное давление на определенные участки поверхности тела летчика и тем самым позволяют летчику выдерживать более высокие перегрузки (на 1,5—2 единицы выше, чем без костюма).

В среднем можно приближенно считать, что без противоперегрузочного костюма летчик сохраняет способность удовлетворительно выполнять свои обязанности при длительном (десятки секунд) действии положительной перегрузки $n_y=4$, а в костюме — $n_y=5,5-6$. В зависимости от упомянутых факторов эти величины

могут отклоняться в ту или иную сторону. Длительные отрицательные перегрузки переносятся летчиком с трудом, если они по абсолютной величине превышают $n_y = -1$.

§ 10. Ограничение перегрузки n_y по прочности самолета

Предельно допустимые для конструкции самолета перегрузки зависят от его назначения. Наибольшие требования в отношении прочности предъявляются к самолетам-истребителям и учебным самолетам, которые в полете энергично маневрируют.

Неманевренные самолеты (транспортные, дальние бомбардировщики) нет необходимости делать такими же прочными, как, скажем, истребители, чтобы не увеличивать понапрасну вес конструкции. Для этой категории самолетов допускаются в полете значительно меньшие перегрузки. Промежуточное положение занимают ограниченно маневренные самолеты, например фронтовые бомбардировщики. Существуют официальные нормы прочности, устанавливающие предельно допустимые (эксплуатационные) перегрузки для различных классов самолетов.

Допустимые перегрузки для одного и того же самолета не одинаковы при различных вариантах полетного веса. Если, например, при максимальном весе (перегрузочный вариант) создать такую же перегрузку n_y , как и при нормальном весе самолета, то подъемная сила крыла окажется больше нормальной, так как

$$Y = n_y G.$$

Следовательно, деформации крыла, изгибаемого и скручиваемого подъемной силой, у более нагруженного самолета будут больше. Поэтому при большем полетном весе допускается меньшая перегрузка n_y . При подвеске дополнительных баков или бомб приходится также учитывать ограниченную прочность креплений, замков и т. д. Например, для истребителя МиГ-15 без дополнительных подвесок допустимая эксплуатационная перегрузка $n_y^s = 8$, а с заправленными подвесными баками $n_y^s = 5$. В таких случаях летчик должен соблюдать осторожность при пилотировании самолета, так как перегрузки, удовлетворительно переносимые человеком, могут оказаться недопустимыми для конструкции. То же следует сказать и о пилотировании транспортных самолетов или дальних бомбардировщиков.

§ 11. Взаимная связь между перегрузками n_y и n_x .

Ограничение n_y по тяге

Увеличение перегрузки n_y при данной скорости полета достигается увеличением угла атаки. Но при этом одновременно растет индуктивное сопротивление и потому уменьшается избыточная тяга $P - Q$, от которой зависит продольная перегрузка n_x . Следовательно, чем больше n_y , тем меньше n_x .

Лобовое сопротивление при увеличении n_y может возрасти настолько, что продольная перегрузка станет отрицательной, несмотря на полный газ, и самолет начнет терять свою механическую энергию: тяги не хватит для преодоления возросшего сопротивления.

Если поставить условие, чтобы энергия самолета с течением времени не уменьшалась, то предельно допустимой будет такая перегрузка n_y , при которой $n_x = 0$, т. е. лобовое сопротивление будет равно располагаемой тяге. Эту перегрузку мы обозначим $n_{y\text{пред}}$ и назовем предельной по тяге. Ее не следует превышать при длительном маневрировании во избежание значительных потерь скорости или высоты.

Если создана перегрузка n_y , равная предельной по тяге, то

$$Q_{\text{пред}} = P_p,$$

но

$$Q_{\text{пред}} = \frac{\gamma_{\text{пред}}}{K} = \frac{G n_{y\text{пред}}}{K},$$

значит,

$$n_{y\text{пред}} = \frac{P_p}{G} K.$$

Отношение располагаемой тяги к весу самолета называется тяговооруженностью самолета. От этой величины зависят многие летные характеристики самолета.

Как видим, предельная по тяге перегрузка зависит от тяговооруженности самолета $\frac{P_p}{G}$ в данных условиях полета и аэродинамического качества. На больших высотах сильно уменьшается располагаемая тяга, а с ней и $n_{y\text{пред}}$. При сверхзвуковых скоростях аэродинамическое качество невелико, но зато велика располагаемая тяга, поэтому $n_{y\text{пред}}$ оказывается зачастую не меньше, чем при дозвуковых скоростях. С уменьшением веса самолета $n_{y\text{пред}}$ увеличивается.

§ 12. Расчет продольной перегрузки n_x и предельной по тяге перегрузки n_y

Проще всего рассчитать продольную перегрузку n_x , если известны тяга и лобовое сопротивление самолета, по формуле (5.06). Допустим, что необходимо рассчитать n_x при заданных n_y , числе M и высоте полета на режиме располагаемой тяги, которая известна, а также известны полетный вес самолета, площадь крыла и имеется поляра для данного числа M .

Вначале с помощью формулы (5.11) находим c_y :

$$c_y = \frac{G n_y}{0,7 p M^2 S}.$$

По поляре определяем c_x , соответствующий найденному c_y , а затем рассчитываем лобовое сопротивление.

$$Q = \frac{Y}{K} = \frac{G n_y c_x}{c_y}.$$

Теперь по формуле (5.06) находим продольную перегрузку n_x .

Расчет n_x можно упростить, если заранее рассчитать величины лобового сопротивления при различных перегрузках n_y и числах M на данной высоте и результаты расчета представить в виде графика, на который нанести также кривую располагаемой тяги для той же высоты. Такой график показан на рис. 5.12; он построен для самолета, имеющего площадь крыла $S=37,5 \text{ м}^2$ и поляры, изображенные на рис. 3.34, и справедлив для $H=11 \text{ км}$ и $G=10\,000 \text{ кг}$.

Пример. Рассчитаем для самолета, фигурирующего в графике рис. 5.12, величину n_x при следующих условиях: $G=10\,000 \text{ кг}$, $H=11 \text{ км}$, $M=1,6$, газ — полный, $n_y=2$.

По графику определяем $P=6500 \text{ кг}$, $Q=5300 \text{ кг}$.

По формуле (5.06) находим

$$n_x = \frac{6500 - 5300}{10000} = 0,12.$$

Если при тех же исходных данных создать перегрузку $n_y=4$, то получим $Q=7900 \text{ кг}$ и продольную перегрузку

$$n_x = \frac{6500 - 7900}{10000} = -0,14.$$

Следовательно, при данных условиях предельная по тяге перегрузка (при которой $n_x=0$) больше двух, но меньше четырех. Как видно из того же графика, для $M=1,6$ лобовое сопротивление равно располагаемой тяге при $n_y=3,1$. Это и есть предельная по тяге перегрузка для данного самолета на высоте 11 км при $G=10\,000 \text{ кг}$ и $M=1,6$. При $M=1,85$ и $M=0,7$ перегрузка $n_{y\text{пред}}=2$, при $M=1,5$ $n_{y\text{пред}}=3,25$ и т. д.

Если выполнять полет на различных высотах с одним и тем же числом M и одинаковыми углами атаки, то подъемная сила (а при неизменном весе и перегрузке n_y) и лобовое сопротивление будут прямо пропорциональны давлению воздуха. А если к тому же все эти высоты будут более 11 км , то точно так же изменяется и располагаемая тяга.

Это обстоятельство позволяет для расчета n_x воспользоваться графиком на рис. 5.12 не только для $H=11 \text{ км}$, но и для других высот; для этого нужно лишь изменить пропорционально давлению воздуха величины n_y и Q (а в стратосфере и P_p).

Пример. Найти продольную перегрузку n_x того же самолета, для которого построен график рис. 5.12, при следующих данных: $H=15 \text{ км}$, $G=10\,000 \text{ кг}$, $M=1,6$, полный газ, $n_y=2$.

С помощью графика на рис. 5.11 для $\Delta H=15-11=4 \text{ км}$ находим

$$\frac{P_{11}}{P_{16}} = 1,88.$$

Значит, на графике рис. 5.12 нужно взять кривую Q для значения n_y , увеличенного в 1,88 раза:

$$n_{y_{11}} = 1,88 \quad n_{y_{15}} = 1,88 \cdot 2 = 3,76.$$

Такой кривой на графике нет. Интерполируя, находим $Q_{11}=7500 \text{ кг}$.

По графику определяем $P_{11}=6500 \text{ кг}$.

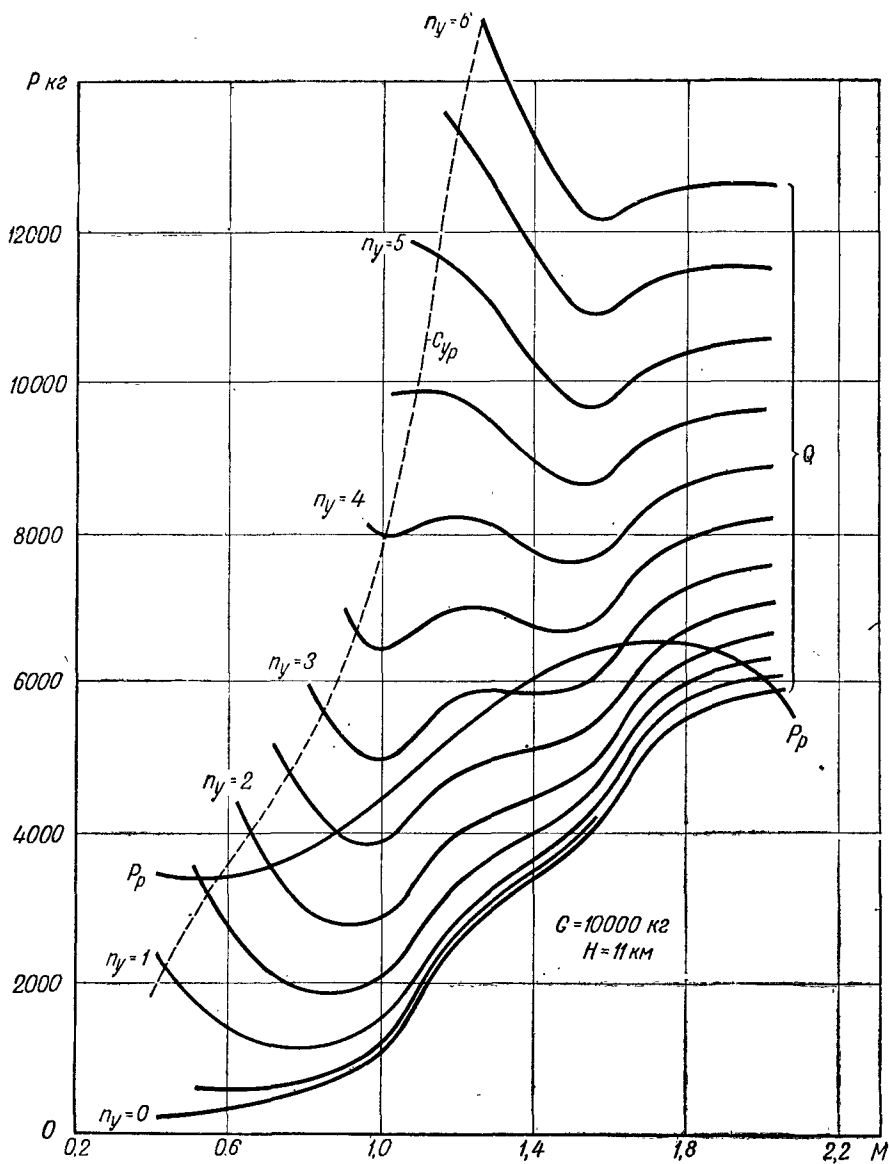


Рис. 5.12. График зависимости лобового сопротивления при различных перегрузках и располагаемой тяги от числа M (пример)

Теперь рассчитываем разность между тягой и сопротивлением:

$$P_{15} - Q_{15} = \frac{P_{11}}{1,88} - \frac{Q_{11}}{1,88} = \frac{6500 - 7500}{1,88} = -530 \text{ кг}$$

и находим продольную перегрузку

$$n_{x,15} = \frac{P_{15} - Q_{15}}{G} = \frac{-530}{10000} = -0,053.$$

Из последнего примера можно сделать такой общий вывод, справедливый для стратосферных высот: при равных углах атаки, одинаковых числах M и одинаковых режимах работы двигателей на разных высотах перегрузки n_y и n_x самолета с данным полетным весом прямо пропорциональны давлению воздуха.

В том случае, когда изменен полетный вес, перегрузки n_y и n_x изменяются обратно пропорционально весу, так как тяга, подъемная сила и лобовое сопротивление при данном угле атаки от веса не зависят.

Если на $H=11$ км подобрать такой угол атаки, при котором $Q=P_p$, т. е. $n_x=0$, то при этом угле атаки получим $n_x=0$ для любой большей высоты и любого другого веса. Но при $n_x=0$ получается $n_{\text{упред}}$. Значит, предельная по тяге перегрузка при заданном числе M на всех стратосферных высотах и при всех полетных весах соответствует одному и тому же углу атаки и изменяется пропорционально давлению воздуха и обратно пропорционально полетному весу:

$$n_{\text{упред}2} = n_{\text{упред}1} \frac{p_2}{p_1} \cdot \frac{G_1}{G_2}. \quad (5.12)$$

(На высотах ниже 11 км зависимость предельной перегрузки от веса такая же, но от высоты полета более сложная.)

Пример. Известна величина $n_{\text{упред}}=3,1$ для следующих условий: $M=1,6$, $H=11$ км, $G=10\,000$ кг. Найти предельную перегрузку при том же числе M на $H=15$ км для веса $G=8000$ кг.

С помощью графика (рис. 5.11) находим

$$\frac{p_{11}}{p_{15}} = 1,88.$$

Отношение весов равно

$$\frac{G_{11}}{G_{15}} = \frac{10000}{8000} = 1,25.$$

Следовательно,

$$n_{\text{упред}15} = 3,1 \cdot \frac{1,25}{1,88} = 2,05.$$

На рис. 5.13 показаны примерные кривые зависимости $n_{\text{упред}}$ от числа M для различных высот полета. Кривая для высоты 11 км построена по данным рис. 5.12, а остальные — пересчетом этой кривой с помощью формулы (5.12) и графика на рис. 5.11 (веса на всех высотах взяты одинаковыми).

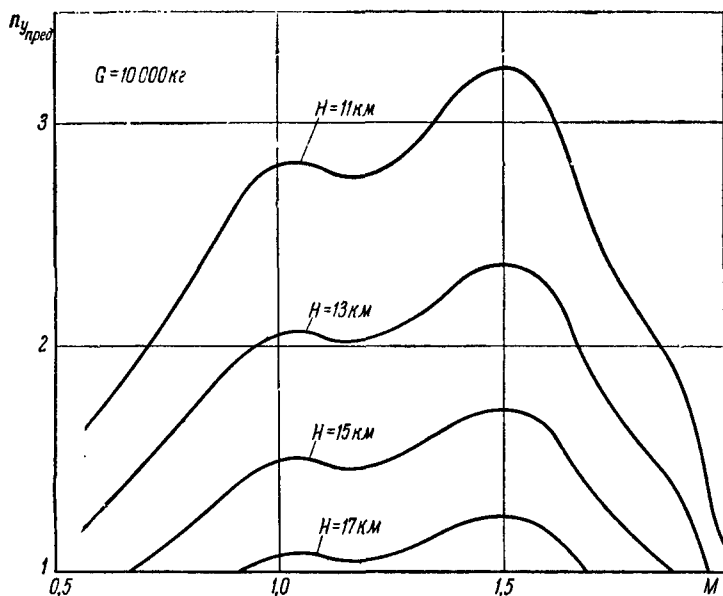


Рис. 5.13. Предельные по тяге перегрузки сверхзвукового самолета на различных высотах и скоростях (пример)

Сравнительно небольшие значения предельной перегрузки при числах M порядка 1,15 связаны с большой величиной коэффициента безындуктивного сопротивления.

Кривые наглядно показывают уменьшение предельной перегрузки с увеличением высоты полета.

Расчет n_x можно произвести и без графиков, если для данных условий полета (высоты и числа M) известны предельная по тяге перегрузка n_y и показатель индуктивности A .

При полете с перегрузкой n_y , не равной $n_{y\text{пред}}$, появляется продольная перегрузка за счет измененного индуктивного сопротивления:

$$n_x = \frac{P_p - Q}{G} = \frac{Q_{\text{пред}} - Q}{G} = \frac{Q_{\text{инд. пред}} - Q_{\text{инд}}}{G}.$$

Используя выражение (2.15) для индуктивного сопротивления, после преобразований получим

$$n_x = \frac{A}{0,7\rho M^2} \left(\frac{G}{S} (n_{y\text{пред}}^2 - n_y^2) \right). \quad (5.13)$$

Из формулы видно, что перегрузка n_x получается положительной при $n_y < n_{y\text{пред}}$, отрицательной при $n_y > n_{y\text{пред}}$ и нулевой при $n_y = n_{y\text{пред}}$.

По формуле (5.13) можно рассчитать и величину предельной перегрузки, если для данных условий известна величина n_x при определенном значении n_y .

Формулой (5.13) нельзя пользоваться, если n_y будет иметь значения, при достижении которых в полете возникает интенсивная тряска, так как при этом, кроме индуктивного сопротивления, появится дополнительное сопротивление, связанное со срывом потока.

Г Л А В А 6

ДИАПАЗОН СКОРОСТЕЙ ГОРИЗОНТАЛЬНОГО ПОЛЕТА

§ 1. Силы, действующие на самолет в горизонтальном полете

Горизонтальный полет — это полет на постоянной высоте. Траектория такого полета — окружность, центром которой является центр Земли (рис. 6.01). Для искривления траектории необходима поперечная сила, направленная вниз, поэтому подъемная сила должна быть меньше веса.

Из формулы (5.03) получаем

$$r = \frac{V^2}{g \frac{G - Y}{G}},$$

или

$$Y = G \left(1 - \frac{V^2}{gr} \right).$$

Чем больше скорость, тем меньшая подъемная сила нужна для горизонтального полета, но практически это ощущается при очень больших ско-

ростях, которые авиацией пока не освоены. При некоторой скорости V_1 , которую К. Э. Циолковский назвал первой космической скоростью, подъемная сила для горизонтального полета совсем не нужна. Из последней формулы видно, что это будет при

$$V_1^2 = gr,$$

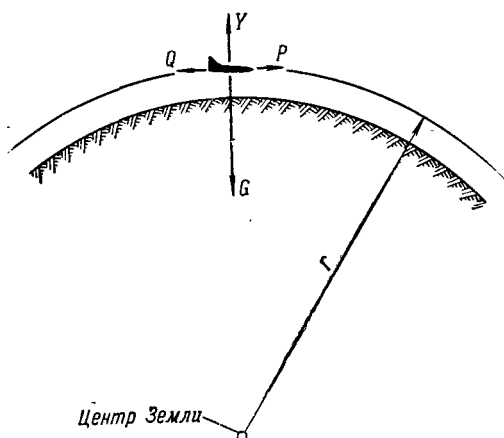


Рис. 6.01. Горизонтальный полет

откуда

$$V_1 = V\sqrt{gr}.$$

При полете вблизи Земли $r = 6\,400\,000$ м, $g \approx 9,8$ м/сек², поэтому $V_1 = 7900$ м/сек. При такой скорости самолет превращается в искусственный спутник Земли.

Используя выражение $V_1^2 = gr$, получаем формулу подъемной силы, потребной для горизонтального полета, в таком виде:

$$Y = G \left[1 - \left(\frac{V}{V_1} \right)^2 \right]. \quad (6.01)$$

Если, к примеру, скорость самолета $V = 300$ м/сек, то $Y = 0,9985G$, т. е. подъемная сила меньше веса всего на 0,15%. Даже при скорости 2500 км/час разность между весом и подъемной силой будет менее 1%. Поэтому для современных самолетов можно считать в горизонтальном полете

$$Y = G, \quad (6.02)$$

что является условием прямолинейности траектории.

В настоящей главе мы рассматриваем установившийся горизонтальный полет. Условие постоянства скорости таково:

$$P = Q. \quad (6.03)$$

Схема сил для горизонтального полета без учета кривизны Земли была изображена на рис. 5.02.

В установившемся горизонтальном полете продольная перегрузка $n_x = 0$, так как тяга равна сопротивлению, а перегрузка $n_y = 1$, так как $Y = G$. При горизонтальном полете с очень большими скоростями $n_y < 1$, а в полете с первой космической скоростью $n_y = 0$, т. е. отсутствует всякая перегрузка, наступает состояние «невесомости».

§ 2. Потребный коэффициент подъемной силы и потребная скорость горизонтального полета

Напишем в развернутом виде равенство (6.02):

$$\left. \begin{aligned} c_y S \frac{\rho V^2}{2} &= G; \\ 0,7 c_y S \rho M^2 &= G. \end{aligned} \right\} \quad (6.02')$$

или

Полет может происходить на разных высотах и скоростях, а следовательно, и с разными скоростными напорами. Чем меньше величина скоростного напора, тем больше должен быть коэффициент c_y , потребный для горизонтального полета. Это видно из

следующих формул, полученных при преобразовании формул (6.02'):

или

$$\left. \begin{aligned} c_y &= \frac{G}{S \frac{\rho V^2}{2}} \\ c_y &= \frac{G}{0,7 S \rho M^2} \end{aligned} \right\} \quad (6.04)$$

Увеличение c_y имеет предел ($c_{y_{\max}}$), соответствующий критическому углу атаки. Но этот предел теоретический. На практике нельзя увеличивать c_y сверх c_{y_p} , чем и определяется величина минимально допустимого скоростного напора¹:

$$\left(\frac{\rho V^2}{2} \right)_{\min \text{ доп}} = \frac{G}{S c_{y_p}}.$$

Величину $\frac{\rho V^2}{2}$ летчик контролирует по широкой стрелке указателя скорости (по приборной скорости). Поэтому минимально допустимая скорость в инструкциях указывается по широкой стрелке. Для данного самолета она зависит прежде всего от его полетного веса. Если произвести расчеты, то окажется, что увеличение полетного веса на 1% повышает минимально допустимую скорость на 0,5%.

Зависит ли минимально допустимая приборная скорость от высоты полета? Если бы на всех высотах величина c_{y_p} была одинакова, то одинаков был бы и скоростной напор. Но на больших высотах полет происходит при повышенных числах M , а это приводит к уменьшению $c_{y_{\max}}$ и c_{y_p} . Следовательно, на больших высотах минимально допустимая приборная скорость должна быть несколько выше, чем у земли. К тому же влияние сжимаемости воздуха на работу указателя скорости дополнительно повышает показания прибора на больших высотах.

У нескоростных самолетов с небольшим диапазоном высот полета c_{y_p} мало зависит от высоты и минимально допустимая приборная скорость практически одинакова на всех высотах. Однако истинная минимально допустимая скорость у всех самолетов с высотой возрастает, так как иначе невозможно сохранить постоянной величину $\frac{\rho V^2}{2}$ (и тем более несколько уве-

¹ Напомним, что при дозвуковых скоростях $c_{y_p} = c_{y_{\text{без}}}$. При сверхзвуковых скоростях, как правило, величина c_{y_p} ограничивается управляемостью, т. е. предельными возможностями продольного управления по увеличению угла атаки.

личить ее) при уменьшении ρ . Формула истинной скорости легко получается из предыдущей формулы

$$V_{\min \text{ доп}} = \sqrt{\frac{2G}{\rho S c_y}}. \quad (6.05)$$

Скорость горизонтального полета с заданным значением c_y называют потребной скоростью, потому что она необходима для создания подъемной силы, равной весу самолета. Формула для расчета потребной скорости получается из равенства (6.02'):

$$V = \sqrt{\frac{2G}{\rho S c_y}}. \quad (6.06)$$

Как видим, минимально допустимая скорость есть частный случай потребной скорости, когда c_y имеет наибольшую допустимую величину. При c_{y_p} на дозвуковых скоростях обычно наблюдается довольно интенсивная тряска, которая начинается при несколько меньшем коэффициенте подъемной силы — $c_{y_{тр}}$. Этому последнему соответствует скорость начала тряски, которую тоже можно рассчитать по формуле (6.06). Так же рассчитывается теоретическая минимальная скорость, соответствующая максимальному коэффициенту подъемной силы. Конечно, кроме этих характерных скоростей, существует бесчисленное множество и других, соответствующих различным возможным значениям c_y . Чем меньше c_y , тем потребная скорость больше. Она увеличивается также с увеличением нагрузки на крыло G/S и с уменьшением плотности ρ .

Используя другое выражение скоростного напора, получаем формулу потребного числа M :

$$M = \sqrt{\frac{G}{0,7 \rho S c_y}}. \quad (6.06')$$

§ 3. Пересчет потребной скорости и потребного числа M на другую высоту полета

Если скоростные напоры на высоте и у земли одинаковы, т. е.

$$\frac{\rho_H V_H^2}{2} = \frac{\rho_0 V_0^2}{2},$$

и известна истинная скорость у земли V_0 , то истинная скорость на высоте равна

$$V_H = V_0 \sqrt{\frac{\rho_0}{\rho_H}}. \quad (6.07)$$

Эта формула, в частности, показывает, как изменяется с высотой истинная скорость горизонтального полета при заданном c_y , так как постоянное значение c_y соответствует постоянному скоро-

стному напору [формула (6.04)]. Величина $\sqrt{\frac{p_0}{p_H}}$ называется высотным коэффициентом скорости. Его значения для различных высот в условиях стандартной атмосферы приведены в следующей таблице:

H км	0	2	4	6	8	10	12	14	16	18	20	22	24
$\sqrt{\frac{p_0}{p_H}}$	1,00	1,10	1,22	1,36	1,53	1,72	1,99	2,33	2,72	3,12	3,73	4,36	5,10

С помощью этой таблицы и формулы (6.07) можно рассчитать и изменение истинной минимально допустимой скорости, но лишь грубо приближенно, без учета изменения $c_{yр}$.

Очень часто вместо истинной скорости пользуются числом M . Равенство скоростных напоров на высоте и у земли тогда выражается так:

$$0,7p_H M_H^2 = 0,7p_0 M_0^2,$$

откуда

$$M_H = M_0 \sqrt{\frac{p_0}{p_H}}. \quad (6.08)$$

Эта формула показывает, что с увеличением высоты число M при неизменном скоростном напоре растет пропорционально $\sqrt{\frac{p_0}{p_H}}$ — высотному коэффициенту числа M . Величины этого коэффициента для различных высот даны в следующей таблице:

H км	0	2	4	6	8	10	12	14	16	18	20	22	24
$\sqrt{\frac{p_0}{p_H}}$	1,00	1,13	1,28	1,46	1,68	1,96	2,29	2,69	3,13	3,68	4,30	5,02	5,88

§ 4. Потребная тяга для горизонтального полета и ее зависимость от скорости

Как видно из формулы (6.03), потребная тяга для установившегося горизонтального полета есть не что иное, как лобовое сопротивление самолета в горизонтальном полете. Обозначим потребную тягу Q_r .

Воспользовавшись формулой лобового сопротивления, можем написать

$$Q_r = c_x S \frac{\rho V^2}{2}$$

или

$$Q_r = 0,7c_x S \rho M^2.$$

Зависимость потребной тяги от скорости полета на данной высоте, изображенная графически, называется кривой потребной тяги.

Если бы коэффициент лобового сопротивления в горизонтальном полете был одинаков при всех скоростях, расчет кривой потребной тяги по этим формулам был бы весьма прост и кривая представляла бы собой параболу. На самом же деле c_x изменяется, так как с ростом скорости уменьшается c_y и увеличивается число M .

Чтобы выяснить характер зависимости потребной тяги от скорости, вспомним, что сопротивление самолета состоит из безындуктивного и индуктивного сопротивлений:

$$Q_r = Q_0 + Q_{\text{инд}}. \quad (6.09)$$

Безындуктивное сопротивление, равное

$$Q_0 = c_{x_0} S \frac{\rho V^2}{2} = 0,7c_{x_0} S \rho M^2, \quad (6.10)$$

при увеличении скорости растет пропорционально квадрату скорости до тех пор, пока не начнется волновой кризис, вызывающий значительное усиление роста Q_0 . На сверхзвуковых скоростях темп роста Q_0 снижается ввиду уменьшения c_{x_0} . Примерный вид кривой Q_0 показан на рис. 6.02 пунктиром.

Индуктивное сопротивление выразим с помощью формулы (2.15), заменив подъемную силу на вес:

$$Q_{\text{инд}} = \frac{AG^2}{S \frac{\rho V^2}{2}} = \frac{AG^2}{0,7S \rho M^2}. \quad (6.11)$$

Как видим, индуктивное сопротивление в горизонтальном полете при неизменной величине A изменяется обратно пропорционально квадрату скорости. При сверхзвуковом обтекании показатель индуктивности A возрастает с ростом числа M , но $Q_{\text{инд}}$ все равно продолжает уменьшаться (рис. 6.02), хотя и незначительно.

Уменьшение $Q_{\text{инд}}$ можно объяснить и так: мы знаем, что это сопротивление зависит от подъемной силы и угла атаки (рис. 2.19 и 2.20), но в горизонтальном полете одна и та же подъемная сила получается на большой скорости при меньшем угле атаки, чем при малой скорости, что и приводит к уменьшению $Q_{\text{инд}}$.

Сложив ординаты кривых Q_0 и $Q_{\text{инд}}$, получаем кривую потребной тяги Q_r , также изображенную на рис. 6.02.

Ввиду того что при малых скоростях доля Q_0 невелика, изменение потребной тяги Q_r с ростом скорости определяется здесь в основном падением индуктивного сопротивления. При больших скоростях, наоборот, основную роль играет возрастающее безындуктивное сопротивление Q_0 .

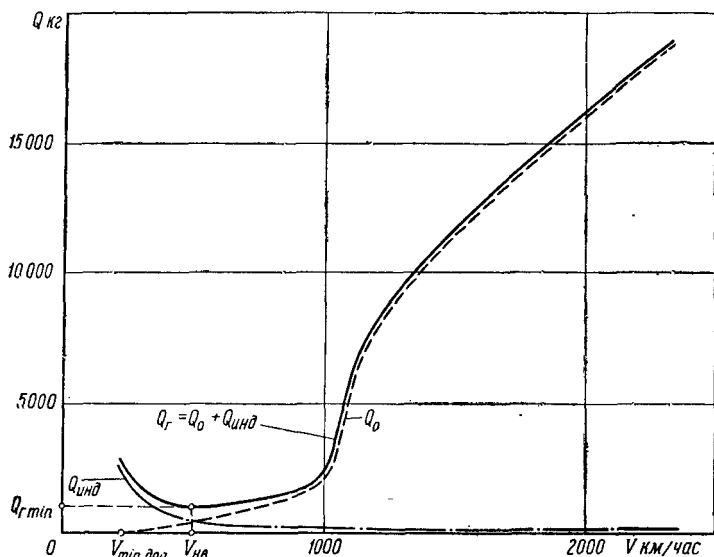


Рис. 6.02. Зависимость потребной тяги и ее составных частей от скорости горизонтального полета (сверхзвуковой самолет с тонким прямым крылом)

Как видим, при некоторой скорости потребная тяга минимальна. Эту скорость называют *наивыгоднейшей*. На рис. 6.02 $V_{\text{нв}} = 500 \text{ км/час}$, при ней $Q_{r \text{ min}} = 1000 \text{ кг}$.

Наличие минимума у кривой Q_r можно было предсказать и не строя кривых Q_0 и $Q_{\text{инд}}$. Действительно,

$$Q = \frac{Y}{K}.$$

Но в горизонтальном полете $Y = G$, откуда

$$Q_r = \frac{G}{K}. \quad (6.12)$$

При наивыгоднейшем угле атаки качество максимально, следовательно, ему соответствует минимум потребной тяги:

$$Q_{r \text{ min}} = \frac{G}{K_{\text{max}}}. \quad (6.12')$$

Используя формулу (6.12), рост потребной тяги при увеличении скорости сверх наивыгоднейшей можно объяснить уменьшением качества за счет удаления от наивыгоднейшего угла атаки и (после превышения $M_{кр}$) за счет появления волновых потерь.

Кривые потребной тяги для современных самолетов часто строят не по скорости полета V , а по полетному числу M . Вид кривых от этого не меняется.

Как видно из графика на рис. 6.02, для кривой потребной тяги сверхзвукового самолета характерно наличие обращенного выпуклостью вверх «горба» в области трансзвуковых скоростей, что объясняется большими значениями c_{x_0} . У самолетов со стреловидным или треугольным крылом кривая c_{x_0} по M имеет два максимума (рис. 3.33), тогда и у кривой Q_r образуется второй «горб» при $M=1,5-2,0$.

§ 5. Кривые потребной тяги для разных высот полета

Высота полета по-разному влияет на Q_0 и $Q_{инд}$. Из формул (6.10) и (6.11) видно, что при заданном числе M полета безындуктивное сопротивление изменяется пропорционально, а индуктивное — обратно пропорционально давлению воздуха, т. е. Q_0 уменьшается, а $Q_{инд}$ растет с высотой. На рис. 6.03 показаны кривые потребной тяги и ее слагаемых Q_0 и $Q_{инд}$ одного и того же сверхзвукового самолета для четырех разных высот. Хорошо видно, что чем больше высота, тем ниже проходит кривая Q_0 и выше кривая $Q_{инд}$. В итоге с увеличением высоты наблюдается следующее:

1. Наивыгоднейшая скорость (или соответствующее ей число M) возрастает. Объясняется это тем, что на большей высоте нужна большая скорость, чтобы Q_0 приобрело достаточную величину для повышения сопротивления в целом. Так, в нашем примере у земли $M_{нв}=0,42$, а на высоте 10 000 м $M_{нв}=0,82$.

Пока нет волнового кризиса, наивыгоднейшая скорость с высотой растет пропорционально высотному коэффициенту скорости, так как соответствует постоянному значению c_y при наивыгоднейшем угле атаки, а по прибору остается практически постоянной.

После возникновения волнового кризиса рост наивыгоднейшей скорости с увеличением высоты сильно замедляется, так как переход от падения к росту Q_r происходит в основном за счет появления волнового сопротивления при числе M , несколько превышающем критическое. Например, на рис. 6.03 видно, что на высоте 15 км $M_{нв}=0,9$, т. е. не намного больше, чем на высоте 10 км. Наивыгоднейшая скорость по прибору после наступления волнового кризиса уменьшается с увеличением высоты.

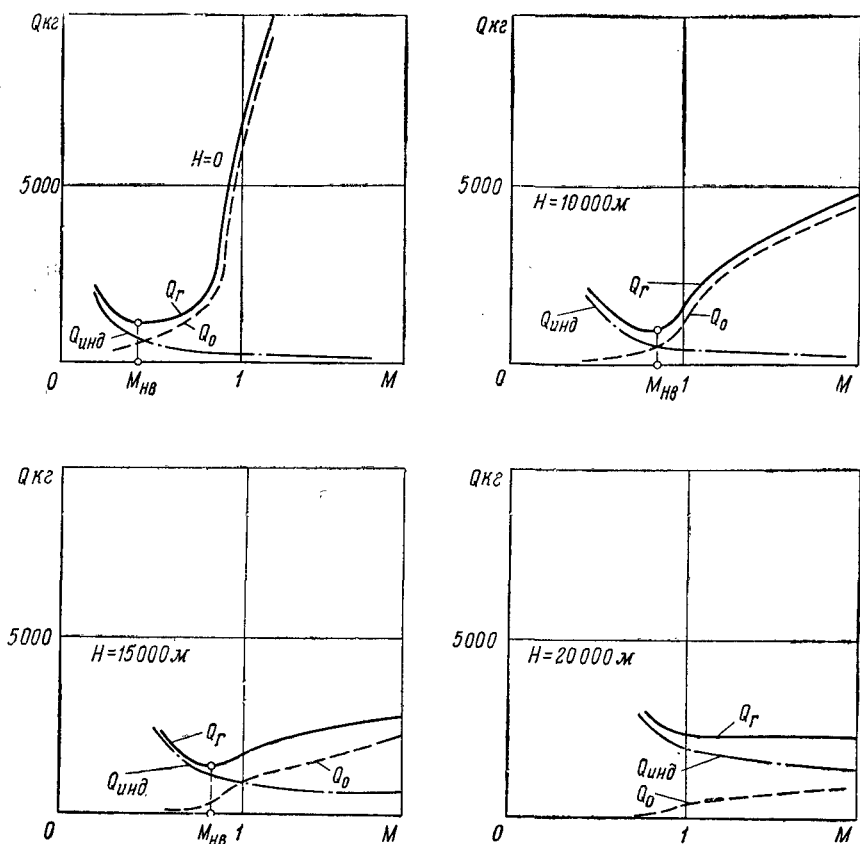


Рис. 6.03. Кривые потребной тяги сверхзвукового самолета для разных высот полета

2. Минимальная величина потребной тяги $Q_{\text{г}}$ до некоторой высоты не изменяется, а затем возрастает. В нашем примере на высотах 0 и 10 000 м $Q_{\text{гmin}} = 1000 \text{ кг}$. Объяснить это легко с помощью формулы (6.12'). Наивыгоднейшее число M растет с высотой, но пока оно не превысило критическое, K_{max} самолета остается неизменным. Значит, неизменно и $Q_{\text{гmin}}$. Когда же начинается волновой кризис, K_{max} падает и величина $Q_{\text{гmin}}$ растет: на высоте 15 000 м она составляет 1400 кг, а на высоте 20 000 м — более 2000 кг.

3. С увеличением высоты кривая потребной тяги становится более пологой в области больших скоростей. Объясняется это тем, что на больших высотах сравнительно невелико безындуктивное сопротивление (оно

пропорционально давлению воздуха), поэтому его рост при увеличении скорости слабее сказывается на изменении потребной тяги, чем на малых высотах.

На очень больших высотах кривая потребной тяги на сверхзвуковых скоростях становится почти горизонтальной.

§ 6. Расчет кривых потребной тяги

Если для данного самолета известны c_{x_0} и A для различных чисел M , то рассчитать потребную тягу можно с помощью формул (6.09), (6.10) и (6.11). Кроме этого, необходимо знать еще вес самолета, площадь его крыла и иметь таблицу стандартной атмосферы. Для того чтобы определить левую точку кривой потребной тяги, необходимо иметь данные о c_{y_p} при различных числах M .

Обычно вместо данных о c_{x_0} и A используют поляры самолета для различных чисел M , получаемые при обработке результатов испытаний модели в аэродинамической трубе или теоретическим путем. Покажем на примере, как выполняется расчет.

Пример. Требуется определить потребную тягу для полета у земли со скоростью, соответствующей $M = 1,1$, если самолет имеет $G = 10\,000$ кг, $S = 37,5$ м²; поляры на рис. 3.34.

Из таблицы стандартной атмосферы находим для $H = 0$ $\rho = 10\,332$ кг/м³ и по формуле (6.04) определяем

$$c_y = \frac{10000}{0,7 \cdot 10332 \cdot 1,1^2 \cdot 37,5} = 0,0305.$$

По полюре с отметкой « $M=1,1$ » для $c_y=0,0305$ находим $c_x=0,0263$; затем подсчитываем качество

$$K = \frac{0,0305}{0,0263} = 1,16;$$

по формуле (6.12) находим потребную тягу

$$Q_r = \frac{10000}{1,16} = 8620 \text{ кг.}$$

Эта потребная тяга соответствует скорости полета

$$V = Ma = 1,1 \cdot 1225 = 1350 \text{ км/час.}$$

Теперь остается повторить этот расчет для других чисел M , в результате чего получится ряд точек кривой потребной тяги. То же самое проделывается и для других высот.

§ 7. Кривые располагаемой и потребной тяги. Диапазон скоростей

Кривая потребной тяги характеризует лишь сопротивление самолета при различных скоростях.

Для того чтобы выяснить, возможен ли горизонтальный полет с той или иной скоростью на данной высоте с точки зрения обеспеченности тягой, на один график наносят кривые и располагаемой и потребной тяги (рис. 6.04). Такой полет будет возможен, если

$$Q_r \leq P_p,$$

и невозможен, если

$$Q_r > P_p.$$

В примере, показанном на рисунке, горизонтальный установившийся полет возможен при скоростях, не превышающих 1370 км/час. Это максимальная скорость горизонтального полета данного самолета на той высоте, для которой построены наши кривые.

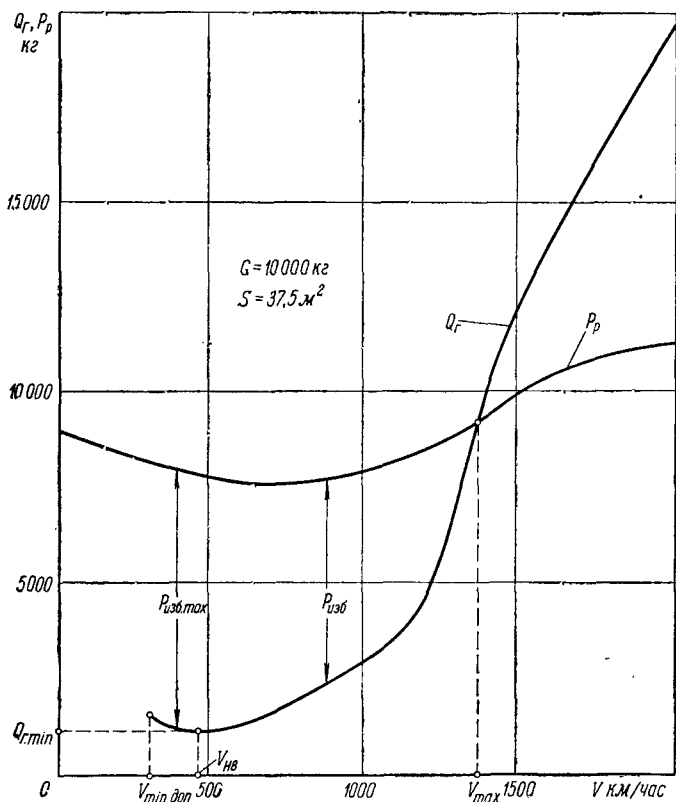


Рис. 6.04. Кривые потребной и располагаемой тяги

Кривая P_p может соответствовать номинальному, максимальному или форсажному режиму двигателя; для каждого из них получится своя величина V_{max} . Если на всех высотах $V_{max} < a$, то самолет называется дозвуковым. Но и у сверхзвукового самолета на определенных высотах максимальная скорость может быть дозвуковой. Сверхзвуковой полет осуществляется, как правило, с использованием форсажа.

Разность между располагаемой тягой и лобовым сопротивлением называется избыточной тягой:

$$P_{\text{изб}} = P_p - Q.$$

Избыточную тягу для горизонтального полета легко найти по кривым P_p и Q_r . Например, на рис. 6.04 при скорости $V=900$ км/час $P_{\text{изб}}=5200$ кг. По мере приближения к максимальной скорости избыточная тяга уменьшается и при V_{max} она равна нулю.

Избыточная тяга может быть использована для набора скорости или высоты. В установившемся горизонтальном полете она не используется, для чего двигатель дросселируется.

Разность между максимальной и минимальной скоростями называется диапазоном скоростей. В качестве минимальной скорости можно брать $V_{\text{min доп}}$, если при этой скорости есть избыточная тяга. Далее мы увидим, что на больших высотах минимальная скорость определяется возможностями двигательной установки.

Иногда вместо максимальной скорости границей диапазона скоростей является максимально допустимая скорость. Подробнее об этом сказано в следующем параграфе.

Диапазон скоростей горизонтального полета принято делить на первый режим и второй режим.

Первый режим характерен тем, что большей скорости соответствует более переднее положение рычага управления двигателем. На втором режиме — наоборот: меньше скорость — больше газ. Граница между режимами — та скорость, при которой для полета требуется самое заднее положение РУД; меньшие скорости соответствуют второму режиму, а большие первому.

На графике потребной и располагаемой тяги эта граница соответствует примерно той скорости, при которой избыточная тяга наибольшая (на рис. 6.04 — скорости 400—420 км/час). У звуковых самолетов за эту границу можно принимать наивыгоднейшую скорость $V_{\text{нв}}$. Сверхзвуковые самолеты, как мы увидим дальше, могут иметь по два максимума избыточной тяги и соответственно по два первых режима, по два вторых и по две границы между режимами.

Для того чтобы можно было выполнять установившийся горизонтальный полет на любой скорости в пределах диапазона, необходимо, чтобы была возможность плавно изменять тягу двигателя в нужных пределах. Если такой возможности нет (например, при нерегулируемом форсаже), то промежуточные скорости самолет проходит только в процессе разгона или торможения.

§ 8. Ограничения максимальной скорости

Для каждого самолета существует определенный предел увеличения скорости, переходить который не разрешается. Причины ограничения скорости заключается в ряде нежелательных, а за-

частью и опасных явлений, возникающих при больших скоростях. Так, возможны значительные упругие деформации самолета, ухудшающие его устойчивость и управляемость, и даже остаточные деформации, вибрации, неблагоприятное распределение давлений, недопустимый кинетический нагрев компрессора ТРД и т. д. Воздушные нагрузки, вызывающие деформации, зависят от величины скоростного напора. Характер распределения давлений определяется в значительной степени величиной полетного числа M , так же как и кинетический нагрев самолета и двигателя. С величиной числа M бывают связаны и нарушения устойчивости и управляемости. По указанным причинам (и по некоторым другим) для самолетов устанавливаются предельно допустимые величины скоростного напора и полетного числа M , которыми и определяется максимально допустимая скорость полета. Если предельный скоростной напор и предельное число M достигаются в данных условиях полета при различных скоростях, то, очевидно, максимально допустимой является меньшая из них.

Истинная скорость полета, соответствующая заданному скоростному напору, растет с высотой пропорционально высотному коэффициенту скорости. На рис. 6.05 это показано сплошными

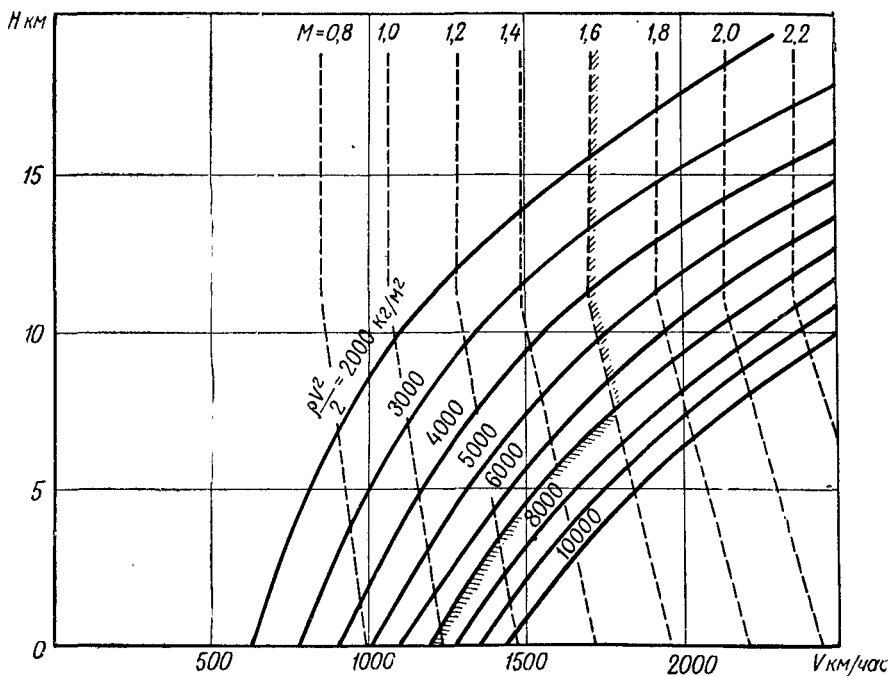


Рис. 6.05. Скорости полета, соответствующие различным скоростным напорам и полетным числам M

линиями для различных скоростных напоров. Скорость полета при заданном числе M уменьшается с увеличением высоты до $H=11$ км, так как падает скорость звука, а в стратосфере одинакова для всех высот (пунктирные линии на том же рисунке).

Отсюда ясно, что если на малых высотах максимально допустимая скорость ограничивается величиной скоростного напора, то на больших высотах с этим ограничением можно не считаться, так как раньше вступает в действие ограничение по числу M . К примеру, если для некоторого самолета допустимый скоростной напор равен 7000 кг/м^2 , а допустимое число M равно 1,6, то, как видно из рис. 6.05, до высоты 7,5 км действует ограничение по скоростному напору, а выше — по числу M (линия максимально допустимой скорости для этого примера оттенена штриховкой).

В отдельных случаях ограничения скорости могут быть более сложными — допустимые скоростные напоры или числа M могут быть разными в зависимости от высот полета, полетных весов, вариантов загрузки.

По мере совершенствования конструкции самолета или накопления опыта его эксплуатации ограничения могут изменяться и даже сниматься.

§ 9. Сравнение кривых располагаемой и потребной тяги сверхзвукового и дозвукового самолетов

На рис. 6.06 изображены кривые располагаемой и потребной тяги сверхзвукового самолета для различных высот, данные которого приведены в § 6 настоящей главы. Для сопоставления на рис. 6.07 приведены примерные кривые для дозвукового истребителя.

Кривые обоих самолетов имеют много общего. Так, у них с увеличением высоты максимальная избыточная тяга уменьшается и на некоторой высоте становится равной нулю. Эта высота называется теоретическим, или статическим, потолком самолета. На высотах, близких к потолку, кривые P_p и Q_T пересекаются не только справа, но и слева (например, на $H=15$ км у дозвукового самолета, на $H=18$ км у сверхзвукового). В результате этого минимальная скорость на таких высотах может определяться уже не недостатком подъемной силы или плохой управляемостью, а нехваткой силы тяги.

Вместе с тем кривые имеют и различия. У дозвукового самолета на любой высоте избыточная тяга с увеличением скорости (начиная примерно от наивыгоднейшей) непрерывно и все сильнее падает.

У сверхзвукового самолета (рис. 6.06) по характеру изменения избыточной тяги можно отметить несколько типов кривых P_p и Q_T .

Первый тип такой же, как у дозвукового самолета. Он представлен кривыми для $H=0$.

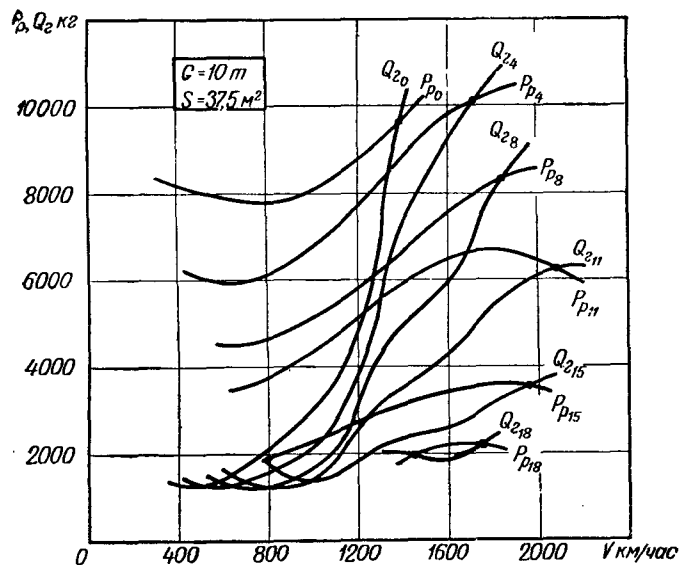


Рис. 6.06. Кривые располагаемой и потребной тяги сверхзвукового самолета для разных высот полета

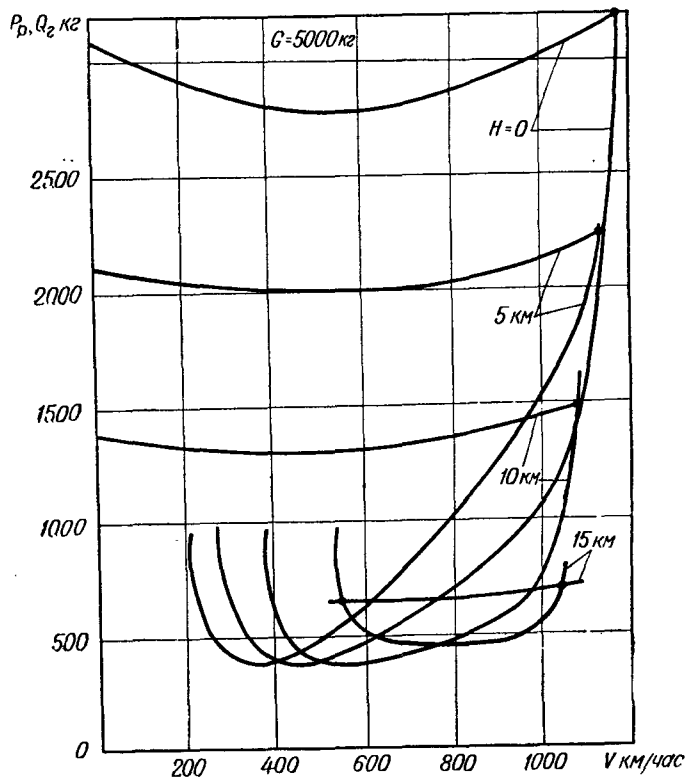


Рис. 6.07. Кривые располагаемой и потребной тяги дозвукового истребителя

Второй тип: избыточная тяга с ростом скорости падает непрерывно, но при сверхзвуковых скоростях темп ее падения значительно замедляется (в нашем примере на $H=4$ и 8 км); причина — рост располагаемой тяги и замедленный рост потребной тяги.

Третий тип кривых получается в данном примере на высотах 11 и 15 км: на некотором участке сверхзвуковых скоростей наклон кривой P_p больше, чем кривой Q_r , и избыточная тяга растет с увеличением скорости. В отличие от первых двух типов кривых

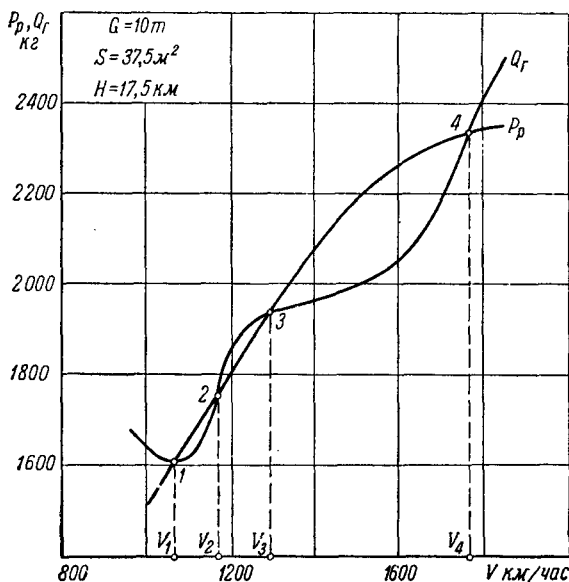


Рис. 6.08. Неоднократное пересечение кривых располагаемой и потребной тяги

здесь нет непрерывного уменьшения избыточной тяги, уменьшение сменяется ростом, а затем снова уменьшением при подходе к максимальной скорости.

Четвертый тип кривых характерен тем, что на некотором участке трансзвуковых скоростей потребная тяга оказывается выше располагаемой. В нашем примере такой тип кривых получается, скажем, на высоте 17,5 км (рис. 6.08), где невозможен горизонтальный полет на скоростях от $V_2=1180$ км/час до $V_3 \approx 1300$ км/час, а на меньших и больших скоростях возможен.

Особенностям кривых располагаемой и потребной тяг сверхзвуковых самолетов соответствует и ряд особенностей их летно-тактических свойств. Это будет показано ниже.

§ 10. Зависимость диапазона скоростей от высоты полета

Изменение диапазона скоростей с высотой можно наглядно представить на графике, изображающем зависимость характерных скоростей горизонтального полета от высоты. На рис. 6.09 показан пример такого графика для дозвукового самолета, а на рис. 6.10 — для сверхзвукового. Они построены соответственно с помощью кривых, изображенных на рис. 6.07, 6.06 и 6.08. На графики нанесены также примерные ограничения скорости по скоростному напору и числу M .

Как же изменяются с высотой характерные скорости полета?

У обоих самолетов наблюдается увеличение с высотой минимально допустимой и наиболее выгодной скоростей. Причина увеличения была объяснена в § 2 и 5 гл. 6.

Вблизи потолка нижней границей диапазона скоростей становится не $V_{\min \text{ доп}}$, а минимальная скорость, определяемая располагаемой тягой. В наших примерах у дозвукового самолета это наблюдается выше 16 км, а у сверхзвукового — выше 14 км.

Максимальная скорость у дозвукового и сверхзвукового самолетов изменяется с высотой по-разному. Причина состоит в различном изменении коэффициента лобового сопротивления.

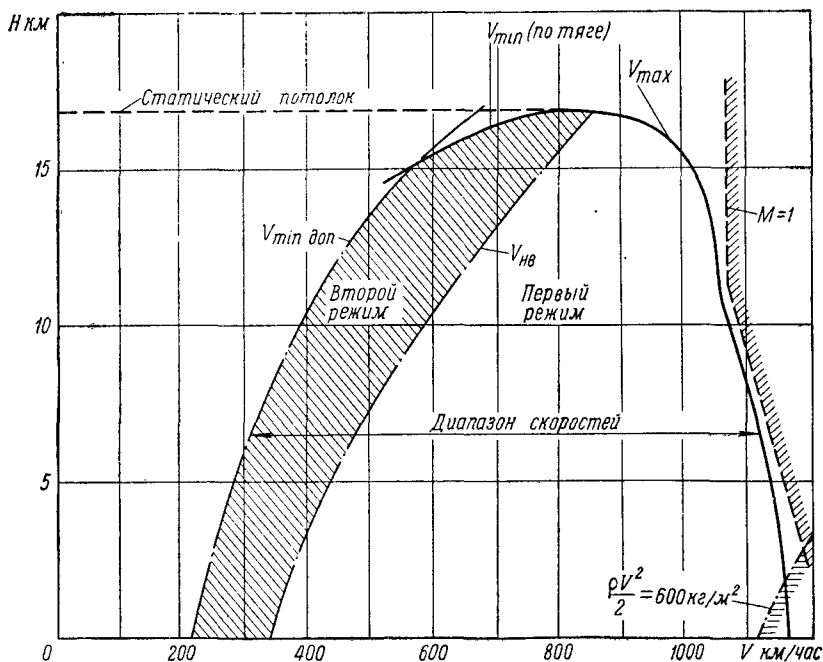


Рис. 6.09. Изменение с высотой характерных скоростей горизонтального полета дозвукового самолета

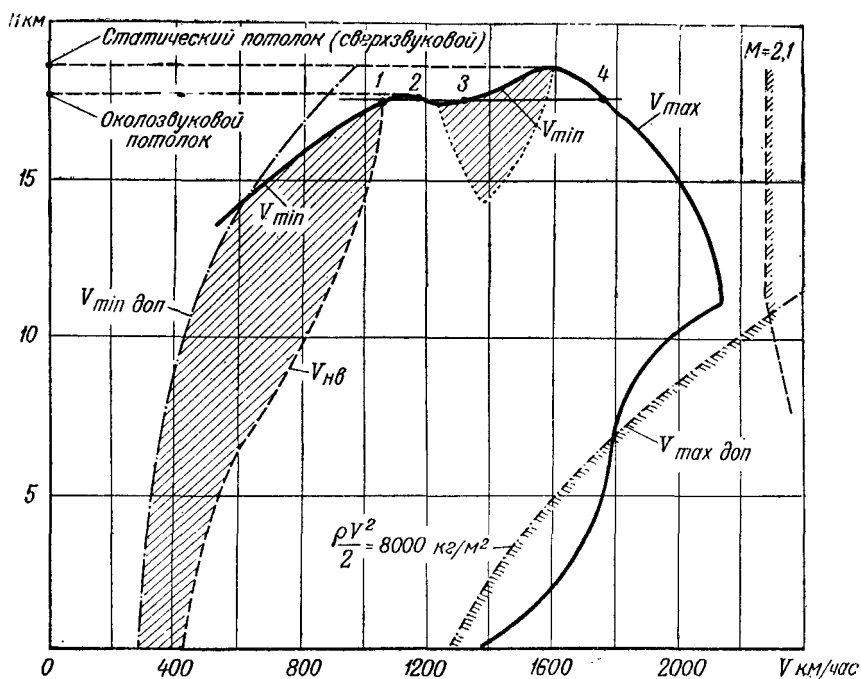


Рис. 6.10. Изменение с высотой характерных скоростей горизонтального полета сверхзвукового самолета

Если бы этот коэффициент оставался одинаковым на всех высотах, то при некоторой постоянной скорости, равной V_{max} у земли, лобовое сопротивление с высотой уменьшалось бы пропорционально плотности воздуха. А тяга ТРД, как мы знаем, до $H=11$ км уменьшается слабее, чем плотность. Значит, на высоте создавалась бы избыточная тяга, т. е. V_{max} оказывалось бы больше, чем у земли. В стратосфере тяга падает так же, как и плотность. Следовательно, при неизменном c_x рост максимальной скорости наблюдался бы до высоты 11 км, а далее она оставалась бы неизменной.

В действительности c_x не остается постоянным. Мы знаем, что его величина зависит от c_y и числа M . При неизменной скорости до $H=11$ км и c_y и M растут с высотой, выше 11 км растет c_y , а число M остается постоянным. Рост c_y приводит к росту $c_{x_{ind}}$, особенно заметному на больших высотах. Рост же числа M при малых скоростях не влияет на c_x , при сверхкритических скоростях он очень сильно повышает, а при сверхзвуковых скоростях понижает c_{x_0} .

В результате с увеличением высоты у всякого самолета с ТРД максимальная скорость выше 11 км падает, а ниже 11 км у сверхзвукового самолета растет, а у дозвукового, как правило, падает, за исключением тех случаев, когда полет на V_{max} происходит при докритических числах M .

На некоторых высотах $V_{\max}$ может оказаться выше допустимого по ограничениям, тогда установившийся полет с полной тягой недопустим. На рис. 6.09 это ограничение имеет место на высотах до 2 км, на рис. 6.10 — до 6,5 км.

Как видно из графиков, наибольший диапазон горизонтальных скоростей у дозвукового самолета получается на высоте, где прекращается действие ограничения скорости (в нашем примере — на $H=2$ км), а у сверхзвукового — на высоте 11 км, если на этой высоте нет каких-либо ограничений.

У всех самолетов по мере приближения к потолку диапазон скоростей уменьшается и на статическом потолке становится равным нулю.

У сверхзвукового самолета на тех высотах, где кривые P_p и Q_t относятся к четвертому типу (рис. 6.08), получается не один, а два диапазона скоростей с разрывом между ними: сверхзвуковой и околосзвуковой (на рис. 6.10 — на высотах от 17,3 до 17,7 км). Высота, где околосзвуковой диапазон скоростей становится равным нулю, называется околосзвуковым потолком, выше имеется только сверхзвуковой диапазон, доходящий до нуля на сверхзвуковом потолке.

Верхнюю часть кривой $V_{\max}$ и $V_{\min}$ (рис. 6.09 и 6.10) можно рассматривать как кривую предельных высот горизонтального полета с той или иной скоростью. Например, на рис. 6.10 для $V=1600$ км/час $H_{\text{пред}}=18,5$ км (это — сверхзвуковой потолок данного самолета), а для $V=2000$ км/час $H_{\text{пред}}=15$ км. Эта высота является предельной также для скорости 700 км/час. Статический потолок — наибольшая из предельных высот.

Скорости полета вблизи сверхзвукового потолка и на нем значительно превышают минимально допустимую скорость. Это свидетельствует о безопасности и хорошей управляемости самолета в таком полете, чего нельзя сказать о полете на околосзвуковом потолке (и на потолке дозвукового самолета).

Отметим еще одну особенность диапазона скоростей сверхзвукового самолета. Поскольку на определенных сверхзвуковых скоростях с увеличением скорости происходит рост избыточной тяги, то для установившегося полета с большей скоростью может потребоваться смещение РУД назад. Следовательно, второй режим полета может быть не только на малых скоростях, но и на весьма больших. На рис. 6.09 и 6.10 области второго режима заштрихованы.

Полет на втором режиме вызывает определенные затруднения в пилотировании самолета, что подробнее освещается в гл. 16. Поэтому для длительного установившегося полета практически используют ту часть полного диапазона скоростей, которая соответствует первому режиму. При соответствующей автоматизации управления можно использовать и второй режим.

§ 11. Зависимость диапазона скоростей от температуры наружного воздуха

Рассмотрим горизонтальный полет на одной и той же высоте по прибору, т. е. при постоянном давлении воздуха p , но разных температурах, причем $T_2 > T_1$. Для анализа удобно по горизонтальной оси при построении кривой потребной тяги P_p отложить не скорость, а число M (рис. 6.11). Легко доказать, что эта кривая справедлива для любой температуры, так как при всяком числе M независимо от температуры остается неизменным c_u , величина которого в горизонтальном полете равна

$$c_y = \frac{G}{0,7 S p M^2},$$

а значит, и c_x , зависящий от c_u и числа M . Следовательно, остается неизменной и потребная тяга $Q_r = 0,7 c_u S p M^2$. Кривая жерасполагаемой тяги при повышении температуры смещается вниз.

Следовательно, при повышении температуры воздуха минимально допустимое полетное число M остается неизменным, а число M , соответствующее максимальной скорости, уменьшается.

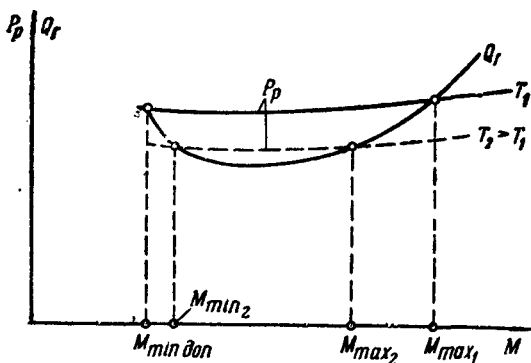


Рис. 6.12. Изменение диапазона скоростей при повышении температуры в полете на большой высоте

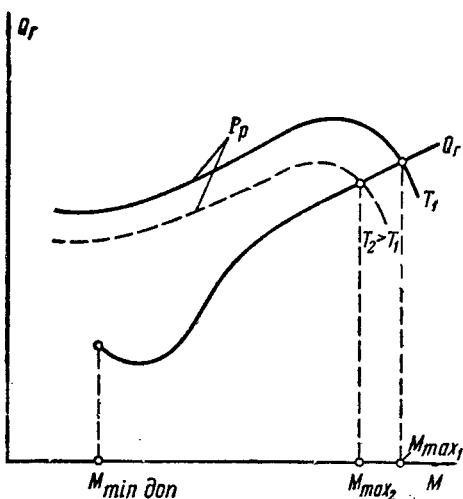


Рис. 6.11. Влияние повышения температуры воздуха на диапазон скоростей

Уменьшение числа M означает уменьшение и скоростного напора $0,7 p M^2$. Значит, показания самолетных приборов скорости (приборной и «истинной» скорости), которые зависят от скоростного напора и статического давления на данной высоте, на режиме $V_{\max}$ с повышением температуры уменьшаются, равно как и показания махметра.

Итак, повышение температуры сокращает диапазон скоростей по всем приборам скорости. Это сокращение может оказаться особенно значительным при полетах вблизи потолка, когда максимальная скорость падает весьма сильно (кривая потребной тяги имеет малый наклон) и одновременно возрастает минимальная скорость (рис. 6.12). Возможен даже такой случай, когда самолет, летящий на высоте, близкой к потолку, при попадании в область повышенной температуры оказывается уже выше потолка, т. е. может продолжать полет лишь снизившись (рис. 6.13).

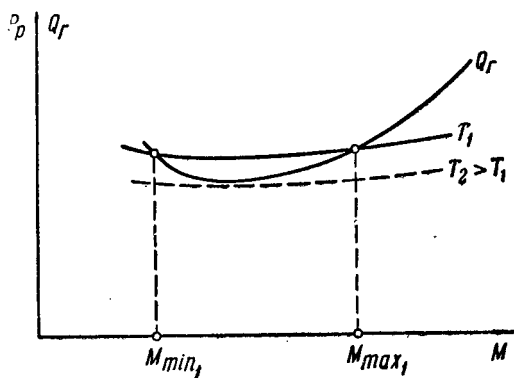


Рис. 6.13. Нехватка тяги при попадании самолета, летящего вблизи потолка, в среду повышенной температуры

Сказанное нами относительно $V_{\max}$ целиком справедливо и в отношении любой скорости горизонтального полета при заданном числе оборотов, т. е. при неизменном положении РУД: она падает (по широкой и узкой стрелкам указателя скорости и по тахометру) при повышении температуры воздуха. Сохранить показания приборов постоянными можно только поддерживая постоянной величину силы тяги. Мы знаем, что для этого нужно со-

хранить неизменным отношение $\frac{n}{\sqrt{T}}$, т. е. повысить число оборотов (практически на каждые 5° прироста температуры необходимо повысить число оборотов на 1%). Если такой возможности нет, для сохранения скорости нужно снизиться.

У сверхзвуковых самолетов значительное снижение максимальной скорости при повышении температуры может наблюдаться не только при полете вблизи потолка, но и на тех высотах, где кривые P_r и Q_r относятся ко второму типу (рис. 6.06 — высота 4 или 8 км), так как при этом даже небольшое смещение вниз кривой P_r значительно сдвигает точку пересечения ее с кривой Q_r влево.

§ 12. Зависимость диапазона скоростей от полетного веса самолета

Вес самолета в полете изменяется: он уменьшается за счет расходования топлива и боевой нагрузки, может увеличиваться при дозаправке топливом. Наконец, вес в полете может быть иным при измененном варианте нагрузки.

Пусть известна кривая потребной тяги для некоторого веса G_1 . Как изменится кривая, если вес станет меньше? Изменение веса совершенно не скажется на безындуктивном сопротивлении Q_0 , но индуктивное сопротивление при всех скоростях уменьшится пропорционально квадрату полетного веса, как это видно из формулы (6.11). Это снизит и потребную тягу в целом, причем особенно заметно на малых скоростях, где $Q_{\text{инд}}$ велико (рис. 6.14).

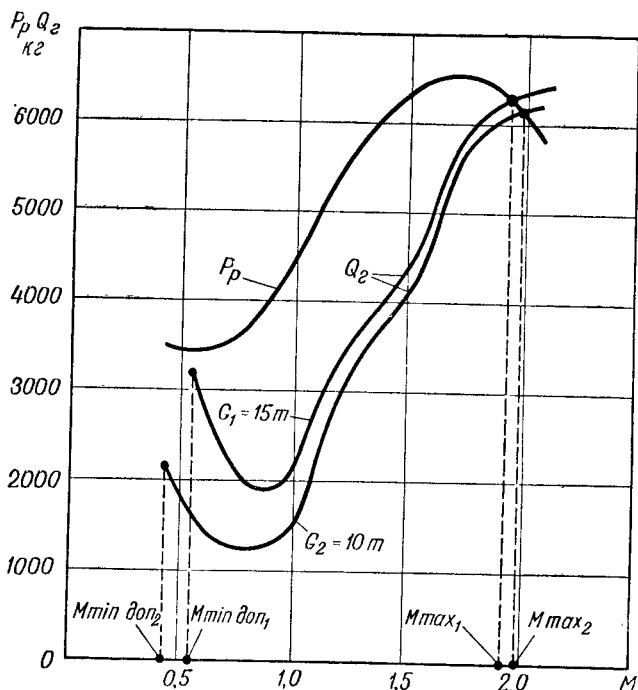


Рис. 6.14. Влияние веса на диапазон скоростей

В итоге кривая Q_T опустится, причем наивыгоднейшая и минимально допустимая скорости (как и любая потребная скорость) станут меньше, что объясняется просто: при меньшем весе нужна меньшая подъемная сила при том же угле атаки.

На работу двигателя изменение веса не влияет, значит, кривая располагаемой тяги не изменится. Как видно из рис. 6.14, уменьшение веса на неизменной высоте увеличивает диапазон скоростей за счет уменьшения минимальной и увеличения (хотя и небольшого) максимальной скоростей. Если изменение веса происходит за счет наружных подвесок, максимальная скорость изменяется значительно сильнее.

Для получения наибольшей дальности на самолетах с газотурбинными двигателями часто применяют полет «по потолкам».

В таком полете, как будет показано в главе 9, по мере уменьшения веса высота полета увеличивается так, чтобы давление окружающего воздуха изменялось пропорционально полетному весу. Как правило, полет «по потолкам» происходит в стратосфере, где температура воздуха постоянна, поэтому в той же пропорции изменяется и плотность воздуха. Но это означает, что минимально допустимая скорость в процессе полета «по потолкам» остается неизменной. Неизменна также и максимальная скорость, так как в стратосфере сопротивление и тяга уменьшаются в одинаковой пропорции (при неизменном c_x). А коэффициент c_x не изменяется, так как из-за противоположного влияния изменений веса и плотности угол атаки остается постоянным. Итак, в полете «по потолкам» диапазон скоростей остается неизменным.

§ 13. Влияние форсажа на величину максимальной скорости

Располагаемая тяга при включении форсажа повышается на десятки процентов. Это дает возможность повысить максимальную скорость, если последняя не ограничена допустимым скоростным напором или числом M .

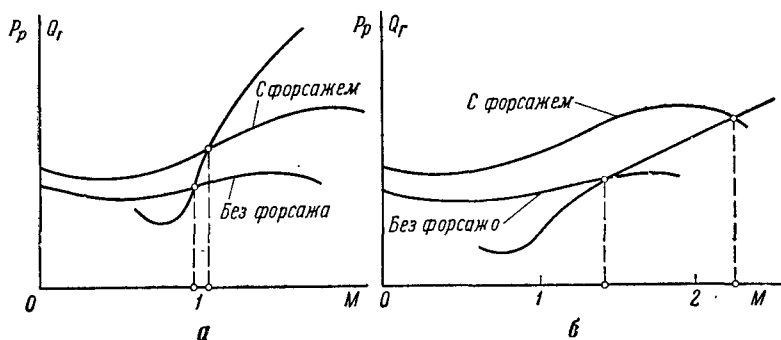


Рис. 6.15. Влияние форсажа на максимальную скорость:
а — околозвуковой самолет; б — сверхзвуковой самолет

Прирост $V_{\max}$, достигаемый за счет форсажа, может быть различным (рис. 6.15). При околозвуковых скоростях, где кривая потребной тяги имеет большой наклон (рис. 6.15, а), прирост $V_{\max}$ невелик. На сверхзвуковых скоростях применение форсажа дает несравненно больший эффект (рис. 6.15, б).

§ 14. Диапазон скоростей горизонтального полета строя самолетов

При полете в строю происходят непрерывные колебания дистанции между ведущим и ведомым самолетами, а следовательно, и колебания скорости последнего. Если, допустим, амплитуда ко-

лебаний скорости ведомого равна ± 30 км/час, а минимально допустимая скорость для данного типа самолета равна 300 км/час, то ведущий не должен лететь со скоростью, меньшей 330 км/час. Следовательно, минимальная скорость ведущего, которую следует считать минимальной скоростью строя, оказывается выше, чем в одиночном полете.

Чем сложнее строй, тем сильнее колебания скорости крайних ведомых, тем выше должна быть минимальная скорость строя.

Максимальная скорость строя, наоборот, будет ниже максимальной скорости одиночного самолета, так как в строю меньше располагаемая тяга (см. гл. 4, § 6). С усложнением строя все сильнее уменьшается и его максимальная скорость, поскольку повышается потребный резерв тяги для ведомых.

Таким образом, диапазон скоростей строя всегда меньше диапазона скоростей одиночного самолета. Высота, на которой диапазон скоростей строя равен нулю, является потолком строя. Очевидно, он ниже потолка одиночного самолета, так как у последнего на потолке строя еще имеется некоторый диапазон скоростей, который фактически используется ведомыми в процессе сохранения своего места в строю.



Г Л А В А 7

СКОРОПОДЪЕМНОСТЬ И ПОТОЛОК САМОЛЕТА

§ 1. Силы, действующие на самолет при установившемся подъеме

Подъем, или набор высоты, может выполняться по прямолинейной или криволинейной траектории с разгоном, торможением или постоянной скоростью. Рассмотрим прямолинейный установившийся подъем самолета, траектория которого наклонена к горизонту под некоторым углом θ , называемым углом подъема

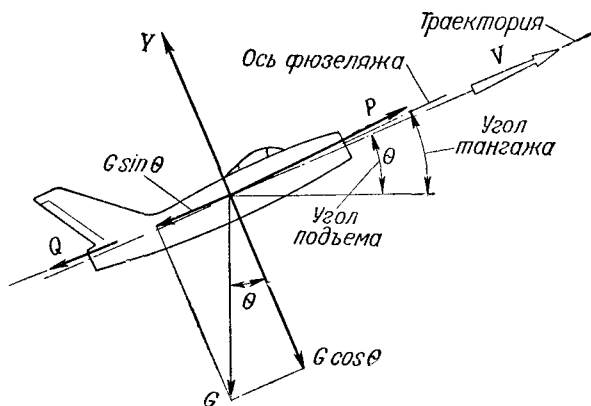


Рис. 7.01. Схема сил, действующих на самолет при установившемся подъеме

(рис. 7.01). Следует отличать угол подъема от угла тангажа, который заключен между осью фюзеляжа и линией горизонта. Угол тангажа в полете определяется с помощью авиагоризонта. Разница между углами подъема и тангажа особенно заметна на больших высотах и при малых скоростях, когда велики углы атаки.

Условие прямолинейности траектории таково: суммарная поперечная сила должна равняться нулю. В нашем случае это обеспечивается следующим равенством:

$$Y = G \cos \theta. \quad (7.01)$$

Условием равномерности движения является равновесие продольных сил

$$P = Q + G \sin \theta. \quad (7.02)$$

Для упрощения равенств (7.01) и (7.02) мы пренебрегли углом между силой тяги и вектором скорости.

Из приведенных условий видно, что при установившемся подъеме подъемная сила должна быть меньше веса самолета, а тяга больше лобового сопротивления.

Интересно сравнить подъем с горизонтальным полетом при такой же скорости на данной высоте. Раз подъемная сила должна быть при подъеме меньшей, значит, должен быть меньшим, чем в горизонтальном полете, и угол атаки. Однако практически эта разница заметна лишь при больших углах подъема, так как при малых углах $\cos \theta \approx 1$, что видно из таблицы тригонометрических функций.

θ°	0	10	20	30	40	50	60	70	80	90
$\cos \theta$	1,000	0,985	0,940	0,866	0,766	0,643	0,500	0,342	0,174	0
$\sin \theta$	0	0,174	0,342	0,500	0,643	0,766	0,866	0,940	0,985	1,000

Даже при довольно большом угле подъема $\theta = 30^\circ$ подъемная сила составляет 0,866 веса, т. е. она не намного меньше, чем в горизонтальном полете.

Поскольку при подъеме меньше угол атаки, то меньше, чем в горизонтальном полете, и лобовое сопротивление, но это также заметно лишь при больших углах подъема. Если углы подъема невелики, то приближенно можно считать, что лобовые сопротивления при подъеме и в горизонтальном полете одинаковы. Но тяга при подъеме должна преодолевать, кроме сопротивления, еще и продольную составляющую веса $G \sin \theta$, поэтому она должна быть больше, чем в горизонтальном полете.

Какой величины перегрузки получают при установившемся подъеме? Полная перегрузка равна единице: суммарная поверхностная сила равна весу самолета, так как при прямолинейном и равномерном движении все силы взаимно уравновешены. Однако эта перегрузка направлена вертикально, т. е. под косым углом к траектории подъема, и раскладывается на составляющие

n_x и n_y . Величина продольной перегрузки n_x определяется избытком тяги над сопротивлением и является положительной (летчика прижимает к спинке). Перегрузка $n_y < 1$, поскольку $Y < G$ (сила давления летчика на чашку сиденья меньше веса летчика). Если самолет способен набирать высоту вертикально с постоянной скоростью, то

$$P - Q = G;$$

$$Y = 0;$$

значит, $n_x = 1$ и $n_y = 0$, т. е. летчик давит на спинку с силой, равной его весу, и не давит на чашку сиденья.

§ 2. Угол установившегося подъема

Как видно из формулы (7.02), при установившемся подъеме

$$\sin \theta = \frac{P - Q}{G} = n_x. \quad (7.03)$$

Чтобы подниматься возможно круче, нужно использовать всю располагаемую тягу.

Если считать, что при подъеме $Q \approx Q_g$, то для определения сопротивления можно пользоваться кривыми потребной тяги для горизонтального полета Q_g .

Рассматривая в предыдущей главе кривые располагаемой и потребной тяги, мы видели, что избыточная тяга ($P_{изб} = P_p - Q_g$) зависит на данной высоте от скорости. Наибольший угол установившегося подъема θ_{max} получится при той скорости, которой соответствует максимальная избыточная тяга. Эту скорость легко найти по кривым P_p и Q_g . Для дозвуковых самолетов она практически равна наивыгоднейшей скорости.

Возьмем в качестве примера сверхзвуковой самолет, для которого на рис. 6.06 изображены кривые P_p и Q_g , и рассчитаем θ_{max} на высоте 8 км. По этим кривым находим, что $P_{изб max} = 3400$ кг при $V = 900$ км/час. Значит,

$$\sin \theta_{max} = \frac{P_{изб max}}{G} = \frac{3400}{10\,000} = 0,34;$$

по таблице тригонометрических величин находим $\theta_{max} \approx 20^\circ$.

Проделаем то же для $H = 15$ км. Кривые P_p и Q_g для этой высоты относятся к третьему типу и избыточная тяга имеет два примерно одинаковых максимума: один при $V = 1050$ км/час и другой при $V = 1550$ км/час. Определив, что $P_{изб max} = 900$ кг, найдем

$$\sin \theta_{max} = \frac{900}{10\,000} = 0,09,$$

т. е. при обеих скоростях $\theta_{max} \approx 5^\circ$.

При других скоростях углы установившегося подъема будут меньше.

§ 3. Вертикальная скорость подъема

Разложим скорость самолета V (рис. 7.01), направленную по траектории под углом θ к горизонту, на горизонтальную и вертикальную составляющие (рис. 7.02). Вертикальную составляющую V_y принято называть вертикальной скоростью. Как видно из построения,

$$V_y = V \sin \theta. \quad (7.04)$$

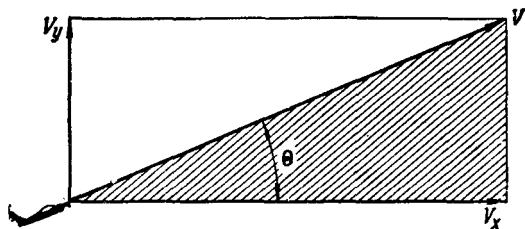


Рис. 7.02. Разложение скорости по траектории на горизонтальную и вертикальную составляющие

Эта формула справедлива для любого подъема: прямолинейного, криволинейного, установившегося, не установившегося, а также и для снижения.

Для установившегося подъема последнюю формулу можно написать, используя выражение (7.03), в таком виде:

$$V_y = \frac{V(P-Q)}{G} = V n_x. \quad (7.05)$$

Чем больше вертикальная скорость, тем скороподъемнее самолет, тем меньше требуется времени для набора заданной высоты. Именно вертикальная скорость, а не угол подъема представляет наибольший практический интерес.

Вместо параллелограмма, изображенного на рис. 7.02, проще строить треугольник скоростей (на рисунке заштрихован).

§ 4. Режим максимальной скороподъемности

Чтобы получить максимальную скороподъемность, нужно добиться максимального значения произведения $V(P-Q)$. Для этого следует, во-первых, использовать располагаемую тягу («полный газ») и, во-вторых, подобрать соответствующую скорость по траектории.

Легко убедиться в том, что при скорости по траектории, которой соответствует $P_{изб\ max}$, т. е. θ_{max} , нельзя получить максимальной скороподъемности. У самолета из примера в § 2 этой главы на $H=8$ км при $V=900$ км/час

$$V_y = \frac{VP_{изб\ max}}{G} = \frac{900 \cdot 3400}{3,6 \cdot 10000} = 85 \text{ м/сек.}$$

Возьмем несколько повышенную скорость $V=1100$ км/час; при ней $P_{изб}=3300$ кг (рис. 6.06) и

$$V_y = \frac{VP_{изб}}{G} = \frac{1100 \cdot 3300}{3,6 \cdot 10000} = 101 \text{ м/сек.}$$

Итак, пример подтверждает, что при максимальной избыточной тяге, т. е. при наибольшем угле подъема, вертикальная скорость не получается максимальной (рис. 7.03).

Скорость по траектории, при которой достигается максимальная скороподъемность, называется наивыгоднейшей скоростью подъема $V_{н.п.}$. Для ее определения нужно построить график зависимости V_y от V , предварительно рассчитав V_y для ряда скоростей по траектории, скажем, через каждые 100 км/час.

На рис. 7.04 такой график построен по данным кривых P_p и Q_r (рис. 6.04). График показывает, что наивыгоднейшая скорость подъема $V_{н.п.}=1100$ км/час, и на этой скорости мы получим наибольшую вертикальную скорость $V_{y_{max}}=140$ м/сек.

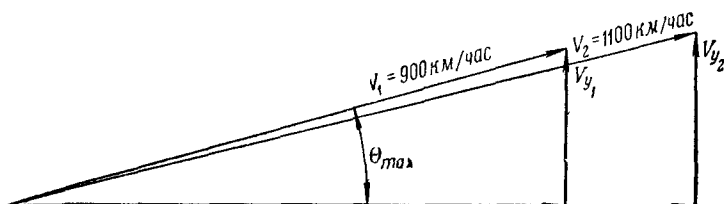


Рис. 7.03. Получение более высокой скороподъемности при меньшем угле подъема на повышенной скорости по траектории

Тот же график позволяет найти и режим θ_{max} . Для этого нужно из начала координат провести касательную к кривой; точка касания соответствует наибольшему значению отношения $\frac{V_y}{V}$, а последнее характеризует величину угла подъема. В нашем примере θ_{max} получается при скорости по траектории 420 км/час, что совпадает со скоростью наибольшей избыточной тяги на графике рис. 6.04.

Итак, режим максимальной скороподъемности является более скоростным, чем режим наиболее крутого подъема.

Наивыгоднейшую скорость подъема своего самолета летчик должен знать твердо. Величины этой скорости, отсчитываемой по широкой или узкой стрелке указателя скорости или по махметру, для различных высот и режимов работы двигателя даются в инструкции по технике пилотирования.

Графики для дозвукового истребителя на рис. 7.05 построены по данным кривых на рис. 6.07. Как видим, истинная наивыгоднейшая скорость подъема (отмечена точками на кривых) почти одинакова на всех высотах и равна 850—920 км/час. Практически удобно выдерживать постоянную истинную скорость $V_{н.п.}=900$ км/час (по узкой стрелке КУС), что и может быть указано в инструкции.

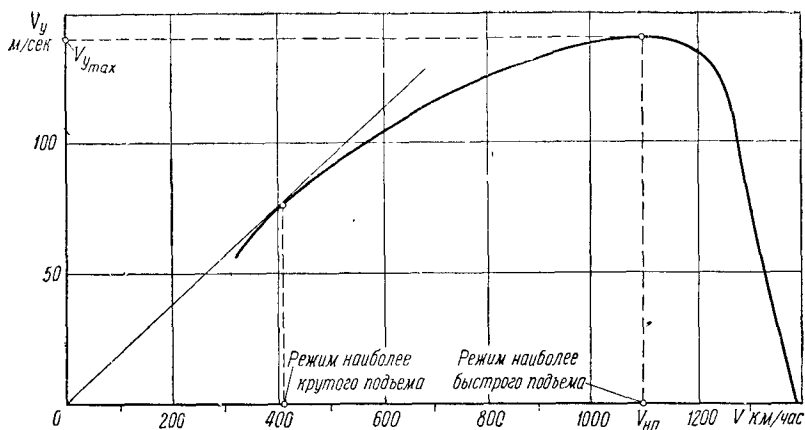


Рис. 7.04. Зависимость вертикальной скорости установившегося подъема от скорости по траектории, установленной легчиком (пример)

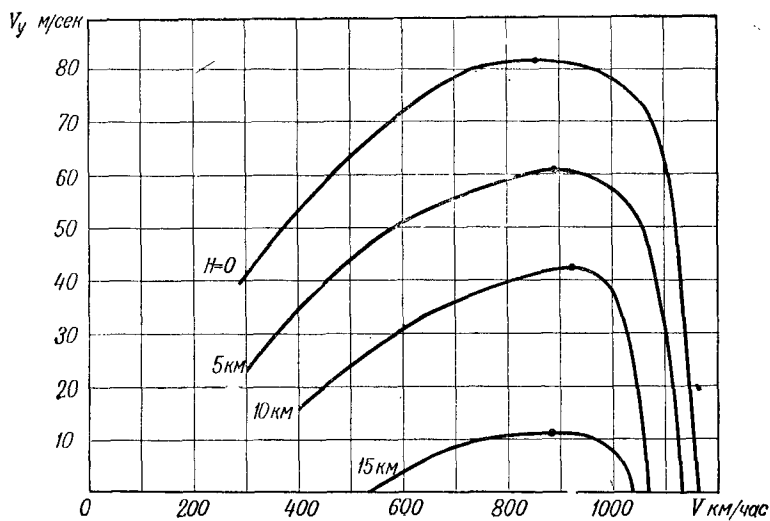


Рис. 7.05. Графики зависимости вертикальной скорости установившегося подъема от скорости по траектории на различных высотах (дозвуковой самолет)

Как показывают аналогичные кривые для сверхзвукового самолета (рис. 7.06), рассчитанные по данным графиков на рис. 6.06, этот самолет на средних и больших высотах имеет два режима максимальной скороподъемности: один — околозвуковой и другой — сверхзвуковой. Например, на высоте 8 км околозвуковая наивыгоднейшая скорость подъема равна 1100 км/час, а сверхзвуковая — 1550 км/час. Здесь околозвуковой максимум V_y выше. Однако на высоте 11 км (и выше) более высокая скороподъемность получается на сверхзвуковом режиме, а на высоте 18 км только этот режим и есть.

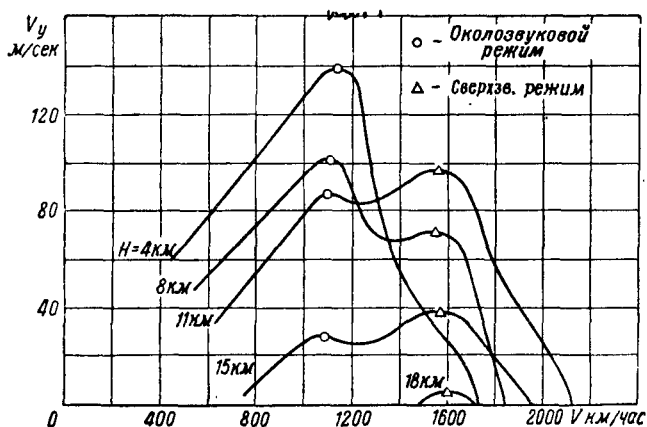


Рис. 7.06. Графики зависимости вертикальной скорости от скорости по траектории (сверхзвуковой самолет)

Наличие двух режимов максимальной скороподъемности связано с особенностями изменения избыточной тяги по скорости у сверхзвуковых самолетов. Эти особенности рассмотрены в предыдущей главе.

§ 5. Зависимость вертикальной скорости от высоты

Кривые зависимости V_y от V , построенные для ряда высот, позволяют судить и об изменении V_y с высотой. Наиболее интересно проследить зависимость от высоты величины $V_{y\max}$. На рис. 7.07 и 7.08 построены соответствующие кривые для тех же самолетов, для которых изображены графики на рис. 7.05 и 7.06.

У дозвукового самолета (рис. 7.07) наблюдается непрерывное уменьшение $V_{y\max}$, которое усиливается после $H=11$ км в связи с более сильным падением располагаемой тяги.

Для сверхзвукового самолета (рис. 7.08) построены две кривые $V_{у\max}$, соответствующие двум режимам максимальной скорости. Как видим, выше 10 км сверхзвуковой максимум V_y больше околосвукового.

Для установившегося подъема нужна избыточная тяга, поэтому на статическом потолке, где она равна нулю, $V_{у\max} = 0$

У сверхзвукового самолета предельной высотой подъема на околосвуковом режиме является околосвуковой потолок, а на сверхзвуковом — сверхзвуковой потолок.

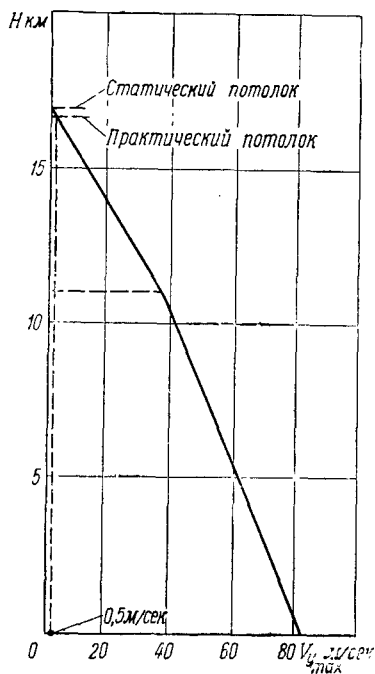


Рис. 7.07. Влияние высоты на максимальную вертикальную скорость установившегося подъема дозвукового самолета

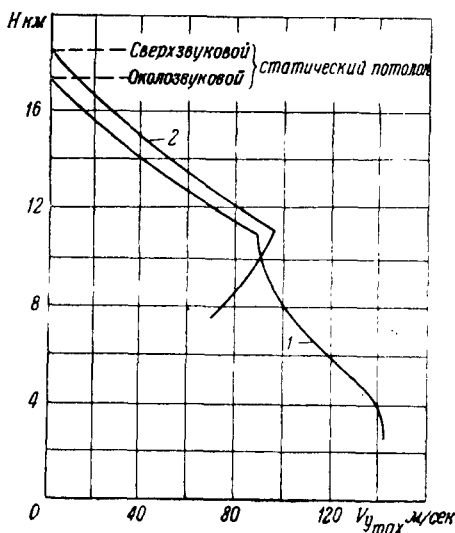


Рис. 7.08. Изменение вертикальной скорости сверхзвукового самолета с высотой: 1 — околосвуковом режиме; 2 — на сверхзвуковом режиме

Таким образом, статический потолок можно рассматривать как верхнюю границу не только установившегося горизонтального полета, но и установившегося подъема.

Рисунки 7.07 и 7.08 наглядно показывают, что подъем самолета, который мы считаем прямолинейным движением, на самом деле происходит по криволинейной траектории, угол наклона которой постепенно уменьшается, доходя до нуля на потолке. Следовательно, формула (7.01) является приближенной. Однако в большинстве случаев точность этой формулы вполне достаточна.

§ 6. Практический потолок

Установившийся горизонтальный полет на статическом (теоретическом) потолке весьма труден для летчика: незначительное изменение скорости приводит к недостатку тяги и в итоге — к потере скорости или высоты. Для парирования случайных нарушений режима необходима какая-то избыточная тяга. Высота, на которой самолет располагает избыточной тягой, минимально необходимой для практического выполнения установившегося полета, является его практическим потолком. Практическим потолком условно считают высоту, на которой $V_{у\max} = 0,5 \text{ м/сек.}$

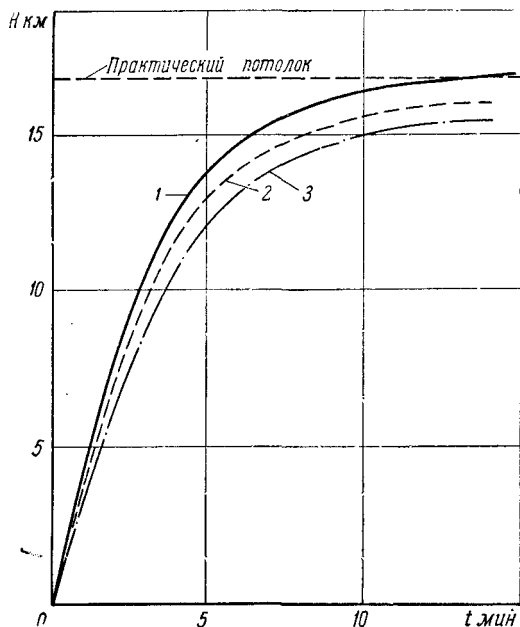


Рис. 7.09. Барограмма подъема дозвукового самолета:

1 — на режиме максимальной скороподъемности ($V = 900 \text{ км/час}$); 2 — при $V = 1000 \text{ км/час}$; 3 — при $V = 600 \text{ км/час}$

через определенные промежутки времени. Ее можно построить и расчетным путем, используя график изменения вертикальной скорости по высоте.

Если вертикальная скорость постепенно уменьшается с высотой, то барограмма имеет такой вид, как на рис. 7.09: чем больше высота, тем наклон барограммы меньше, так как на набор каждого километра высоты затрачивается больше времени. Будь вертикальная скорость одинакова на всех высотах, барограмма представляла бы собой наклонную прямую.

У современных самолетов эта высота очень близка к статическому потолку: на рис. 7.07 она ниже на 100 м, а на рис. 7.08 — всего на 50 м.

Существуют еще понятия «боевой потолок», «динамический потолок». Они поясняются в следующей главе.

§ 7. Продолжительность подъема

Время, затрачиваемое на набор той или иной высоты, легко найти по графику, называемому барограммой подъема (рис. 7.09).

Барограмму подъема можно получить практически в полете с помощью барографа или путем записи показаний высотомера

через определенные промежутки времени. Ее можно построить и расчетным путем, используя график изменения вертикальной скорости по высоте.

Если вертикальная скорость постепенно уменьшается с высотой, то барограмма имеет такой вид, как на рис. 7.09: чем больше высота, тем наклон барограммы меньше, так как на набор каждого километра высоты затрачивается больше времени. Будь вертикальная скорость одинакова на всех высотах, барограмма представляла бы собой наклонную прямую.

Пользоваться барограммой просто. Например, по барограмме на рис. 7.09 можно узнать, что на режиме максимальной скороподъемности для набора высоты 15 км данному самолету требуется 6,3 мин; на подъем с высоты 5 км до практического потолка нужно $14,1 - 1,2 = 12,9$ мин; за 5 мин подъема от земли самолет набирает высоту 13,8 км и т. д.

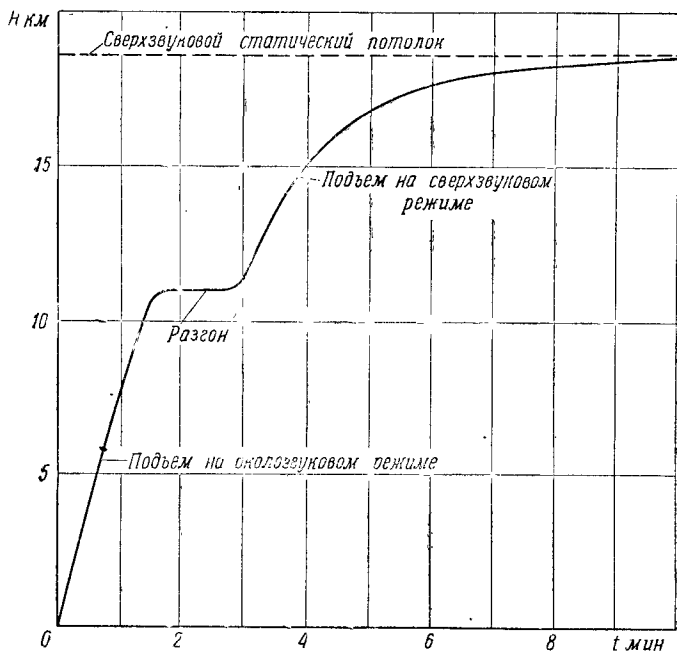


Рис. 7.10. Барограмма подъема сверхзвукового самолета

Каждому режиму подъема соответствует своя барограмма. Барограмма для режима максимальной скороподъемности проходит левее (выше) остальных. Это видно на рис. 7.09, который относится к тому же дозвуковому самолету, что и графики рис. 7.05 и 7.07. Однако если отклонение от этого режима невелико, то скороподъемность почти не ухудшается, особенно на малых высотах.

Барограмма подъема сверхзвукового самолета, обладающего двумя режимами максимальной скороподъемности, имеет более сложный вид: она включает участок разгона для перехода с околозвукового на сверхзвуковой режим. Наилучшая высота разгона определяется специальными расчетами.

На рис. 7.10 показан примерный вид такой барограммы.

§ 8. Горизонтальный путь при подъеме

Знать горизонтальное расстояние, проходимое самолетом в наборе высоты, необходимо при расчетах дальности полета, перехвата, при построении профиля полета и прокладке маршрута.

Чем круче подъем, тем меньше горизонтальный путь. Поэтому наименьший путь получается при максимальной избыточной тяге.

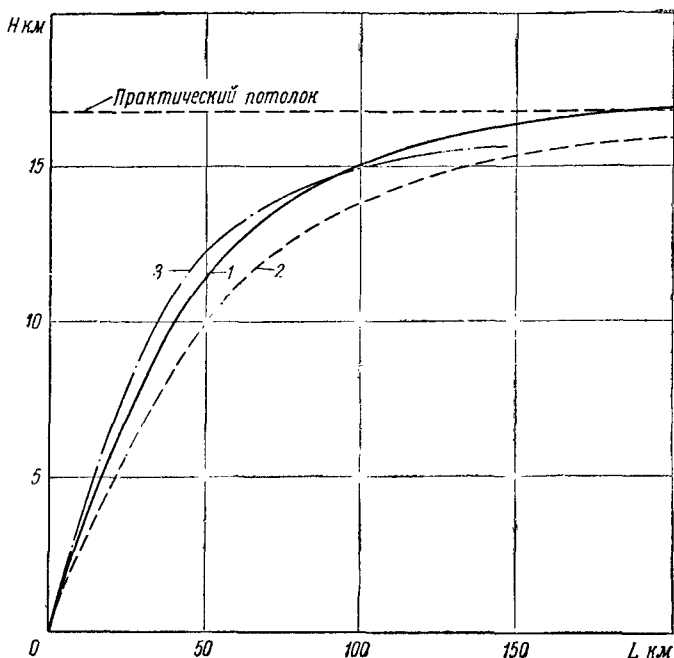


Рис. 7.11. Траектория подъема дозвукового самолета:
1 — на режиме максимальной скороподъемности ($V = 900$ км/час); 2 — при $V = 1000$ км/час; 3 — при $V = 600$ км/час

На рис. 7.11 показаны траектории¹ самолета при установившемся наборе высоты с различными скоростями, для которых даны программы на рис. 7.09. Как видим, при подъеме на истинной скорости 600 км/час, требующем большей затраты времени, чем подъем на скоростях 1000 и 1100 км/час, горизонтальный путь L получается меньше, траектория круче. Лишь вблизи потолка режим наиболее крутого подъема близок к режиму максимальной скороподъемности.

Рациональная величина скорости при подъеме зависит от характера задания. При перехвате цели, обнаруженной на большом

¹ Для удобства масштабы горизонтального пути и высоты взяты разные, поэтому углы наклона траектории искажены.

расстоянии от аэродрома, бывает выгодно держать повышенную скорость, хотя при этом время подъема несколько увеличивается. Если же цель, летящая к аэродрому, обнаружена поздно или имеет большую скорость, то может оказаться выгодным более крутой подъем, чтобы в момент встречи не оказаться ниже цели.

§ 9. Расчет и построение барограммы и траектории подъема

При отсутствии практических данных барограмму и траекторию подъема можно получить расчетным путем. Для этого следует воспользоваться графиком V_y по H , построенным для заданной скорости по траектории (такого типа, как на рис. 7.07). Если такого графика нет, то его можно построить с помощью кривых, подобных изображенным на рис. 7.05. Расчет ведем в таком порядке.

1. Разделяем всю набираемую высоту на ряд участков ($\Delta H_1, \Delta H_2$ и т. д.) с таким расчетом, чтобы вертикальные скорости в начале и конце каждого участка отличались по величине не более чем в 1,5 раза.

2. По графику V_y находим среднее значение вертикальной скорости V_{ycp} в пределах каждого участка.

3. Вычисляем продолжительность подъема на каждом из участков по формуле

$$\Delta t = \frac{\Delta H}{V_{ycp}}. \quad (7.06)$$

4. Определяем синус среднего угла подъема на каждом участке с помощью формулы (7.04)

$$\sin \theta_{cp} = \frac{V_{ycp}}{V_{cp}},$$

где V_{cp} — заданная истинная скорость по траектории, м/сек.

5. Находим горизонтальную составляющую скорости самолета по траектории (рис. 7.02)

$$V_{xcp} = V_{cp} \cos \theta_{cp}, \quad (7.07)$$

где $\cos \theta_{cp}$ находим по $\sin \theta_{cp}$ с помощью таблицы или счетной линейки.

6. Определяем горизонтальный путь на каждом участке по формуле

$$\Delta L = V_{xcp} \cdot \Delta t \quad (7.08)$$

7. Складывая последовательно величины Δt , получаем время набора той или иной высоты, а сумма значений ΔL дает нам горизонтальный путь. По полученным данным и строятся барограмма и траектория подъема.

При сравнительно малых углах подъема (не более 20°) можно расчет упростить: исключить действия по пп. 4 и 5, а в формуле (7.08) вместо V_{xcp} брать просто V_{cp} .

Для удобства пользования графиками время лучше выразить в минутах, а путь в километрах.

Этим способом рассчитаны графики, показанные на рис. 7.09 и 7.11, по данным, снятым с графиков на рис. 7.05.

Приведем пример расчета для участка высоты от 4000 до 8000 м на режиме максимальной скороподъемности ($V=900$ км/час, кривая V_y по H дана на рис. 7.07).

1. $\Delta H = 8000 - 4000 = 4000$ м. По рис. 7.07 убеждаемся, что V_y изменяется на этом участке не более чем в 1,5 раза, значит, дробить этот участок не нужно.

2. По графику на рис. 7.07 определяем (на средней высоте 6000 м) $V_{ycp} = 57$ м/сек.

3. Вычисляем продолжительность подъема на участке ΔH :

$$\Delta t = \frac{4000}{57} = 70 \text{ сек} = 1,17 \text{ мин.}$$

4. Находим горизонтальный путь на участке:

$$\Delta L \approx \frac{900}{3,6} \cdot 70 = 17\,500 \text{ м} = 17,5 \text{ км.}$$

§ 10. Влияние изменений располагаемой тяги на скороподъемность и потолок самолета

Располагаемая тяга двигателя может измениться по ряду причин: она повышается при использовании максимального или форсажного режима вместо номинального, при включении ракетных ускорителей; понижается при полете в строю (за счет резервирования части тяги), при неправильной настройке системы регулирования двигателя. Возможны и другие причины, в том числе изменение температуры окружающего воздуха.

От располагаемой тяги зависит величина избыточной тяги при данном сопротивлении самолета. Поэтому увеличение располагаемой тяги приводит к повышению, а уменьшение — к понижению скороподъемности и потолка.

Рассчитать прирост ΔV_y вертикальной скорости за счет возрастания тяги на величину ΔP_p можно с помощью формулы, аналогичной формуле (7.05):

$$\Delta V_y = \frac{\Delta P_p V}{G}. \quad (7.09)$$

Если, например, вес самолета $G = 10\,000 \text{ кг}$, а $\Delta P_p = 500 \text{ кг}$, то при скорости по траектории $V = 1800 \text{ км/час}$

$$\Delta V_y = \frac{500 \cdot 1800}{10000 \cdot 3,6} = 25 \text{ м/сек.}$$

В том случае, когда располагаемая тяга при данной скорости не возросла, а уменьшилась на величину ΔP_p , то величина ΔV_y показывает, на сколько метров в секунду уменьшается вертикальная скорость.

Для расчета изменения потолка воспользуемся такими соображениями. На статическом потолке

$$P_p = Q_r,$$

или

$$P_p = \frac{G}{K_{\text{пот}}}, \quad (7.10)$$

где $K_{\text{пот}}$ — аэродинамическое качество при полете на потолке.

Если тяга P_{p1} на потолке H_1 повышена до значения P_{p2} , то появится избыточная тяга. Теперь потолком будет большая высота H_2 .

В стратосфере тяга уменьшается с высотой пропорционально давлению воздуха. Если считать качество неизменным, то на новом потолке тяга снова станет равной P_{p1} , т. е. отношение давлений p_1 и p_2 равно обратному отношению тяг:

$$\frac{p_1}{p_2} = \frac{P_{p2}}{P_{p1}}, \quad (7.11)$$

где p_1 и p_2 — соответственно давления воздуха на высотах H_1 и H_2 .

Полученная формула справедлива и в том случае, когда $P_{p_2} < P_{p_1}$.

Найдя величину $\frac{P_1}{P_2}$, можно с помощью таблицы стандартной атмосферы или графика на рис. 5.11 определить и изменение высоты.

Пример. Найдём потолок строя самолетов, если известно, что у одиночного самолета потолок равен 18 км, а для полета в строю требуется резерв тяги, равный 20% располагаемой тяги одиночного самолета.

На основании формулы (7.11)

$$\frac{P_{\text{стр}}}{P_{\text{од}}} = \frac{P_{\text{р. од}}}{P_{\text{р. стр}}} = \frac{P_{\text{р. од}}}{P_{\text{р. од}} - 0,2P_{\text{р. од}}} = \frac{1}{0,8} = 1,25.$$

С помощью графика рис. 5.11 находим, что такому отношению давлений соответствует изменение высоты, равное $\Delta H = 1,5$ км, следовательно, потолок строя равен: $18 - 1,5 = 16,5$ км.

Расчет изменения потолка с помощью формулы (7.11) является приближенным, так как в действительности аэродинамическое качество на новом потолке может оказаться иным, чем на старом, особенно при сильном изменении тяги. Например, при включении форсажа самолет может из дозвукового стать сверхзвуковым, ввиду чего качество на потолке уменьшится. Одновременно и тяга возрастет не только за счет форсажа, но и за счет перехода на сверхзвуковую скорость полета. В подобных случаях приходится прибегать к более сложным способам расчета.

§ 11. Зависимость скороподъемности и потолка от температуры окружающего воздуха

Обычно скороподъемность и потолок самолета указываются для стандартных атмосферных условий. Но температура воздуха может значительно отклоняться от стандартной, что оказывает соответствующее влияние на располагаемую тягу. Это и является основной причиной того, что при повышении температуры воздуха скороподъемность и потолок уменьшаются, а при понижении увеличиваются (рис. 7.12).

При отсутствии конкретных данных можно считать ориентировочно для дозвуковых (околозвуковых) режимов, что повышение температуры окружающего воздуха на 1° уменьшает вертикальную скорость на малых и средних высотах на 1—1,5%, а высоту потолка на 50—60 м. На сверхзвуковых режимах зависимость вертикальной скорости от температуры воздуха усиливается. Значительно больше может измениться и сверхзвуковой потолок при изменении температуры воздуха.

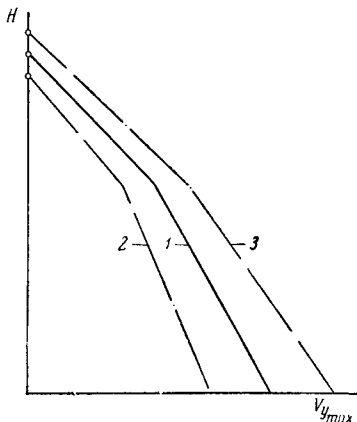


Рис. 7.12. Скороподъемность и потолок:

1 — в условиях стандартной атмосферы;
2 — температура на всех высотах больше стандартной; 3 — температура на всех высотах ниже стандартной

§ 12. Зависимость скороподъемности и потолка от полетного веса

Если при уменьшении полетного веса избыточная тяга при данной скорости подъема останется неизменной, то самолет сможет набирать высоту круче и быстрее. Это видно из схемы сил на рис. 7.01 и из формул (7.03) и (7.05). Но при уменьшении веса возрастет и избыточная тяга, так как уменьшится лобовое сопротивление (рис. 6.14). Это дополнительно повысит скороподъемность облегченного самолета.

Обратное влияние на скороподъемность оказывает увеличение веса.

Если бы избыточная тяга не изменялась, то при данной скорости по траектории между V_y и G существовала бы обратная пропорциональность: уменьшение веса, скажем, в 1,5 раза повысило бы в 1,5 раза вертикальную скорость. Фактически изменение V_y получается более сильным, особенно на больших высотах, где избыточные тяги малы и потому более чувствительны к изменениям лобового сопротивления.

Зависимость статического потолка от полетного веса можно увидеть из формулы (7.10): для полета на потолке с увеличенным весом нужна большая тяга, значит, высота должна быть меньше.

Для расчета изменения потолка в стратосфере в зависимости от изменения веса воспользуемся формулой (5.12), имея в виду, что предельная по тяге перегрузка на статическом потолке равна единице:

$$1 = 1 \cdot \frac{p_2}{p_1} \cdot \frac{G_1}{G_2},$$

откуда

$$\frac{p_1}{p_2} = \frac{G_1}{G_2}. \quad (7.12)$$

Пример. Пусть при весе $G_1=10\,000$ кг потолок $H_1=18,5$ км. Найдем потолок H_2 при $G_2=7500$ кг.

По формуле (7.12)

$$\frac{p_1}{p_2} = \frac{G_1}{G_2} = \frac{10000}{7500} = 1,33.$$

С помощью графика на рис. 5.11 определяем $\Delta H = 1,8$ км.

Следовательно, новый потолок

$$H_2 = H_1 + \Delta H = 18,5 + 1,8 = 20,3 \text{ км.}$$

Если изменение веса не превышает $\pm 10\%$, то вместо формулы (7.12) и рис. 5.11 можно пользоваться таким приближенным правилом: изменение веса самолета на 1% повышает (или понижает) потолок на 64 м.

Пример. Вес самолета при полете на потолке равен 5000 кг. На сколько повысится потолок, если с самолета снять часть оборудования общим весом в 300 кг?

Снятый вес составляет 6% первоначального. Следовательно, прирост потолка равен: $\Delta H = 6 \cdot 64 = 384$ м.

Зависят ли число M и угол атаки самолета на потолке от полетного веса?

Чтобы ответить на этот вопрос, вспомним, что формула (5.12) получена при условии, что число M и угол атаки остаются неизменными. Это относится и к формуле (7.12).

Следовательно, при любом полетном весе летчик должен выполнять полет на потолке с одним и тем же числом M . При этом угол атаки всегда будет один и тот же, что обеспечивает одинаковую при всех весах степень безопасности полета. Разная будет лишь высота потолка.

§ 13. Неустановившийся подъем

Истинная скорость самолета может изменяться по мере подъема. В таком случае подъем называется неустановившимся. Если, например, летчик выдерживает при подъеме постоянную приборную скорость, то истинная скорость возрастает, т. е. самолет движется с ускорением. На создание ускорения расходуется часть избыточной тяги, ввиду чего скороподъемность получается меньше, чем при установившемся подъеме. Иначе говоря, потенциальная энергия самолета растет медленнее, так как затрачивается работа на повышение кинетической энергии. В том случае, когда истинная скорость самолета при подъеме уменьшается, например, при выдерживании постоянного числа M до $H = 11$ км, вертикальная скорость в каждый данный момент получается больше, чем при установившемся подъеме: набор высоты происходит за счет не только избыточной тяги, но и расходования кинетической энергии.

Таким образом, при неустановившемся подъеме вертикальную скорость нельзя рассчитывать по формуле (7.05).

Однако, зная вертикальную скорость установившегося подъема $V_{ууст}$, можно найти и вертикальную скорость неустановившегося подъема, если известно изменение скорости самолета с высотой. Покажем это.

На основании формул (7.03) и (7.04) имеем

$$\frac{V_y}{V_{ууст}} = \frac{V \sin \theta}{V \sin \theta_{уст}} = \frac{\sin \theta}{n_x}.$$

Если на данном участке подъема прирост высоты равен ΔH , а путь по траектории Δs , то

$$\sin \theta = \frac{\Delta H}{\Delta s}$$

и

$$\frac{\sin \theta}{n_x} = \frac{\Delta H}{n_x \Delta s}.$$

Подставив в последнее равенство из формулы (5.10) значение $n_x \cdot \Delta s$, окончательно получим

$$\frac{V_y}{V_{ууст}} = \frac{1}{1 + \frac{V_{ср}}{g} \cdot \frac{\Delta V}{\Delta H}}.$$

где $V_{ср}$ — средняя скорость на данном участке подъема;

ΔV и ΔH — приросты скорости и высоты на этом участке;

$V_{ууст}$ — вертикальная скорость, определяемая по формуле (7.05).

Итак, вертикальная скорость неустановившегося подъема тем сильнее отличается от величины, определенной по формуле (7.05), чем больше скорость самолета при подъеме и чем больше прирост скорости на каждый километр высоты.

Пример. С помощью кривых располагаемых и потребных тяг и формулы (7.05) подсчитано, что на $H=5$ км при $V=1080$ км/час $= 300$ м/сек самолет имеет $V_{ууст} = 100$ м/сек. Найдем действительную величину V_y на данной высоте для трех случаев:

а) летчик сохраняет неизменную истинную скорость по траектории;

б) летчик сохраняет неизменный скоростной напор $\frac{\rho V^2}{2}$, соответствующий на высоте 5 км скорости 300 м/сек;

в) летчик сохраняет постоянное число M , соответствующее на высоте 5 км скорости 300 м/сек.

В случае «а» ускорения нет, $\Delta V = 0$, следовательно, $V_y = V_{ууст} = 100$ м/сек.

В случае «б» истинная скорость непрерывно увеличивается пропорционально высотному коэффициенту скорости $\sqrt{\frac{\rho_0}{\rho_H}}$. Из таблицы в § 3 гл. 6 видно, что с увеличением высоты от 4 до 6 км этот коэффициент возрастает на 0,14, что составляет 10,8% его средней величины 1,29 на $H=5$ км. Следовательно, $\Delta V = 0,108 V_{ср} = 0,108 \cdot 300 = 32,5$ м/сек при $\Delta H = 2000$ м и

$$\frac{V_y}{V_{ууст}} = \frac{1}{1 + \frac{300}{9,81} \cdot \frac{32,5}{2000}} = 0,67.$$

Значит,

$$V_y = 0,67 \cdot 100 = 67 \text{ м/сек},$$

т. е. вертикальная скорость в 1,5 раза меньше, чем при установившемся подъеме.

В случае «в» истинная скорость самолета падает пропорционально скорости звука. На том же участке высоты от 4 до 6 км изменение скорости звука (по таблице стандартной атмосферы) равно 8,1 м/сек, или 2,53% скорости звука на средней высоте 5 км. Следовательно, $\Delta V = -0,0253 \cdot 300 = -7,58$ м/сек и

$$\frac{V_y}{V_{ууст}} = \frac{1}{1 - \frac{300}{9,81} \cdot \frac{7,58}{2000}} = 1,13.$$

Действительная вертикальная скорость равна

$$V_y = 1,13 \cdot 100 = 113 \text{ м/сек}.$$



МАНЕВРЕННОСТЬ САМОЛЕТА

Маневренностью самолета называют его способность изменять направление, скорость и высоту полета.

Существует большое число различных маневров самолета. Широко применяются разгон и торможение, разворот в горизонтальной плоскости, боевой разворот, пикирование, петля Нестерова, переворот и др. Наиболее естественно оценивать и сравнивать маневренность самолетов по показателям этих маневров: по продолжительности и пути разгона и торможения, радиусу и времени виража, набору высоты за боевой разворот и его продолжительности, потере высоты на перевороте и т. д.

Такие показатели очень наглядны, однако для полной оценки маневренности их требуется много, поскольку маневры весьма разнообразны, и в итоге сама оценка усложняется.

Можно подойти к оценке маневренности иначе.

Характеристики различных маневров зависят в конечном итоге от того, какие ускорения можно сообщить самолету в полете. Если не считать силы тяжести, которая может как помогать, так и мешать выполнению маневров, ускорения создаются теми же внешними силами, что и перегрузки. Поэтому наибольшие возможные перегрузки в тех или иных условиях полета можно рассматривать как показатели маневренности самолета вообще. От них зависят и показатели конкретных маневров, к рассмотрению которых мы и переходим.

§ 1. Криволинейные маневры

Криволинейные маневры могут выполняться в горизонтальной, вертикальной и наклонной плоскостях или иметь пространственный характер.

Поперечная (центростремительная) сила¹, искривляющая траек-

¹ Напомним, что поперечной силой называется суммарная сила, действующая на самолет перпендикулярно к вектору скорости. Ее никак не следует связывать с так называемой поперечной осью самолета. Поперечная сила может действовать вверх, вниз, вправо, влево, вверх вправо и т. д.

торию самолета, создается в основном за счет подъемной силы, редко — за счет боковой. Поперечная составляющая силы тяжести также участвует в образовании центростремительной силы.

Заданную подъемную силу можно получить при различных скоростях. Наименьшая скорость нужна при использовании максимально допустимого угла атаки. Но этой скорости уже не хватит для создания большей подъемной силы. Поэтому минимально допустимая скорость при криволинейном маневре должна быть тем больше, чем большая подъемная сила требуется для маневра.

Найдем эту скорость.

Из формулы подъемной силы получаем

$$V = \sqrt{\frac{2Y}{c_y S \rho}}.$$

Так как минимально допустимая скорость соответствует максимально допустимому углу атаки, при котором $c_y = c_{y_p}$, а

$$Y = G n_y,$$

то

$$V_{\min \text{ доп}} = \sqrt{\frac{2G n_y}{c_{y_p} S \rho}}. \quad (8.01)$$

Сравнив формулы (8.01) и (6.05), увидим, что при прочих равных условиях минимально допустимая скорость в криволинейном полете в $\sqrt{n_y}$ раз выше, чем в прямолинейном горизонтальном полете. Необходимо также учесть, что с увеличением числа M уменьшается c_{y_p} , а это также способствует росту $V_{\min, \text{доп}}$.

Если маневр выполняется с перегрузкой $n_y < 1$ (ниже рассматриваются примеры таких маневров — ввод в пикирование, вывод из горки), то безопасно допускать меньшие скорости, чем минимально допустимая скорость горизонтального полета.

§ 2. Разворот в горизонтальной плоскости

Развороты в горизонтальной плоскости могут быть различными: установившимися, неуставившимися, координированными и некоординированными.

Установившийся разворот характеризуется постоянством радиуса и скорости. Его траектория — дуга окружности. При неуставившемся развороте непостоянны либо скорость (происходит разгон или торможение), либо радиус. Координированный разворот выполняется без скольжения. При некоординированном развороте имеется скольжение — либо внутреннее, если воздушный поток набегае с той стороны, куда самолет разворачивается, либо внешнее.

Разворот, который одновременно является установившимся и координированным, называется правильным.

Если разворот выполняется на 360° , его называют виражом.

Для всех перечисленных видов разворотов общим является то, что суммарная поперечная сила, искривляющая траекторию, горизонтальна. В противном случае траектория искривлялась бы также вверх или вниз, т. е. не лежала бы в горизонтальной плоскости.

При координированном развороте (рис. 8.01) нет боковой аэродинамической силы; перпендикулярно к траектории действуют только подъемная сила Y и сила веса G . Чтобы от их сложения получилась горизонтальная поперечная сила, самолет нужно наклонить и создать подъемную силу больше веса (гипотенуза прямоугольного треугольника больше катета). Следовательно, перегрузка n_y при развороте должна быть больше единицы. Чем больше угол крена γ , тем больше будет и потребная подъемная сила Y при данном полетном весе (рис. 8.02). С увеличением крена быстро растет поперечная сила, искривляющая траекторию, что приводит к уменьшению радиуса и возрастанию угловой скорости разворота.

На рис. 8.03 показано образование поперечной силы при неко-

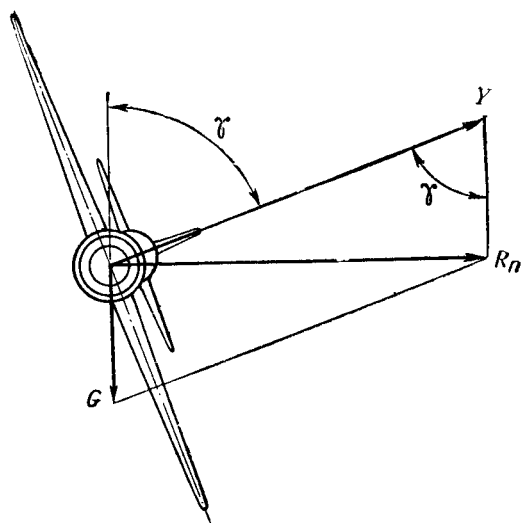


Рис. 8.01. Образование поперечной силы при координированном развороте

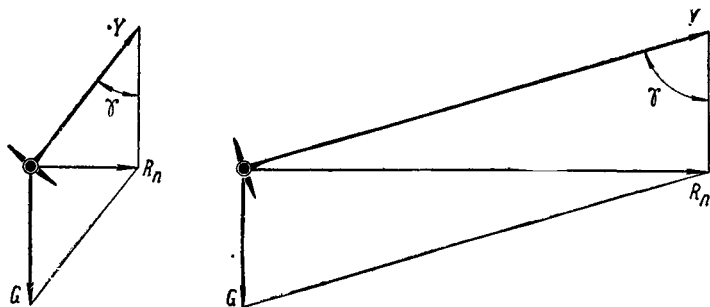


Рис. 8.02. Зависимость потребной подъемной силы от угла крена при координированном развороте

ординированных разворотах, когда в плоскости, перпендикулярной к траектории, действуют три силы: подъемная сила Y , сила веса G и боковая сила Z , возникающая в результате скольжения. Геометрическая сумма F сил Y и Z играет ту же роль, что и одна подъемная сила при координированном развороте. Чтобы создать одну и ту же суммарную поперечную силу, при развороте со скольжением требуется несколько меньшая подъемная сила Y ,

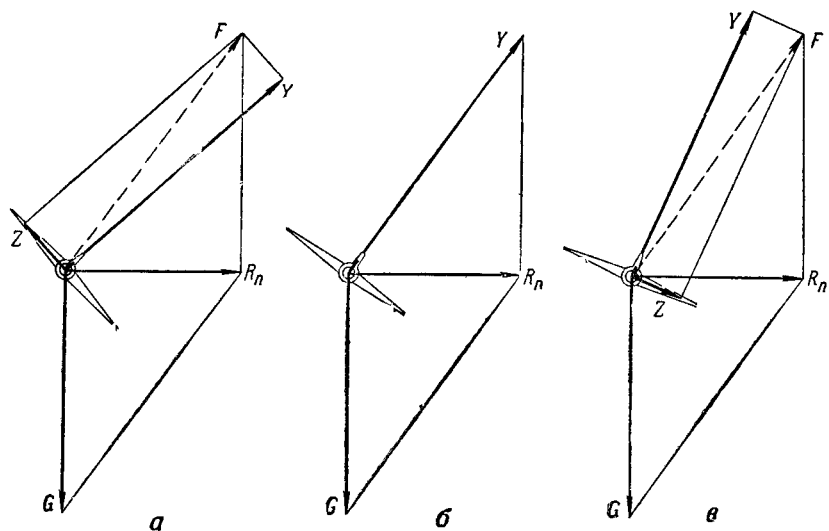


Рис. 8.03. Образование поперечной силы при разворотах в горизонтальной плоскости:

a — с внутренним скольжением; $б$ — без скольжения; $в$ — с внешним скольжением

чем при координированном развороте, однако это не дает выигрыша в лобовом сопротивлении, которое возрастает за счет скольжения. По этой причине, а также ввиду возможных нарушений устойчивости и управляемости, связанных с косым обтеканием самолета, развороты со скольжением нежелательны¹.

В дальнейшем рассматриваются координированные развороты. При выполнении разворота самолет вращается вокруг вертикали. Угловую скорость ω этого вращения можно разложить на две: ω_y — угловую скорость вокруг оси y , совпадающей с вектором подъемной силы, и ω_z — угловую скорость вокруг оси z , которая перпендикулярна к вектору скорости и вектору подъемной силы. При малых углах крена угловая скорость ω_y больше угловой скорости ω_z , при угле крена $\gamma=45^\circ$ они равны, а при больших кренах вращение происходит в основном вокруг оси z .

¹ Влияние скольжения на устойчивость и управляемость рассматривается в разделе III.

§ 3. Перегрузка, радиус и угловая скорость координированного разворота

Определим требуемую перегрузку для выполнения разворота с заданным креном. Из рис. 8.01 видно, что

$$\cos \gamma = \frac{G}{Y},$$

но

$$\frac{Y}{G} = n_y.$$

Следовательно,

$$n_y = \frac{1}{\cos \gamma}. \quad (8.02)$$

Эта формула вовсе не означает, что перегрузка создается накрениванием. Для получения нужной перегрузки требуется соответственно увеличить угол атаки, а если это невозможно, то, значит, заданный крен недопустимо велик.

Формулу (8.02) можно трактовать и так: она показывает, какой нужно создать угол крена, чтобы с заданной перегрузкой выполнить координированный разворот. Приводим табличку значений n_y для разных углов крена, рассчитанных по формуле (8.02).

γ°	0	15	30	45	50	55	60	65	70	75	80	85
n_y	1,00	1,04	1,15	1,41	1,55	1,74	2,00	2,37	2,92	3,86	5,75	11,46

Если между созданными креном и перегрузкой нет соответствия, определяемого формулой (8.02), то траектория разворота будет искривляться либо вверх (при завышенной перегрузке), либо вниз (при завышенном крене).

Найдем величину поперечной силы R_n из того же рис. 8.01 на основании теоремы Пифагора:

$$R_n^2 = Y^2 - G^2.$$

Но

$$Y = G n_y.$$

Следовательно,

$$R_n^2 = G^2 (n_y^2 - 1),$$

или

$$R_n = G \sqrt{n_y^2 - 1}. \quad (8.03)$$

Можно также воспользоваться тригонометрией. Тогда поперечная сила выражается так:

$$R_{\pi} = G \operatorname{tg} \gamma. \quad (8.04)$$

Легко убедиться, что обе формулы дают одинаковые результаты. Теперь можно получить формулы для радиуса и угловой скорости координированного разворота. Для этого в формулы (5.03) и (5.04) подставим выражения для R_{π} и, сократив на G , получим

$$r = \frac{V^2}{g \sqrt{n_y^2 - 1}} \quad (8.05)$$

или

$$r = \frac{V^2}{g \operatorname{tg} \gamma} \quad (8.06)$$

и

$$\omega = \frac{g \sqrt{n_y^2 - 1}}{V} \quad (8.07)$$

или

$$\omega = \frac{g \operatorname{tg} \gamma}{V}. \quad (8.08)$$

Формулами (8.05) и (8.07) удобнее пользоваться, когда известна перегрузка n_y , а формулами (8.06) и (8.08) — когда известен угол крена γ . Если известно и то и другое, то можно брать любые из этих формул.

Пример. Рассчитать радиус и угловую скорость виража, выполняемого при истинной скорости $V = 1800 \text{ км/час} = 500 \text{ м/сек}$ с перегрузкой $n_y = 3$.

1. По формуле (8.05) находим

$$r = \frac{500^2}{9,81 \sqrt{3^2 - 1}} = 9000 \text{ м.}$$

2. По формуле (8.07) определяем

$$\omega = \frac{9,81 \sqrt{3^2 - 1}}{500} = 0,0555 \text{ рад/сек.}$$

Так как в одном радиане содержится $57,3$, то

$$\omega = 0,0555 \cdot 57,3 = 3,2 \text{ град/сек.}$$

Как видно из формул, радиус разворота сильно зависит от скорости самолета. Если бы в нашем примере скорость была 180 км/час , т. е. в 10 раз меньше, радиус уменьшился бы в 100 раз, а угловая скорость стала бы в 10 раз больше.

Формулы показывают также, что при заданной скорости способность самолета к выполнению криволинейных маневров тем больше, чем выше достижимая или допустимая перегрузка n_y .

§ 4. Установившийся разворот

При развороте в горизонтальной плоскости продольная сила, действующая на самолет, равна разности между тягой и лобовым сопротивлением. Для того чтобы скорость при развороте оставалась неизменной, продольная сила должна равняться нулю. Значит, условие установившегося разворота таково:

$$P = Q. \quad (8.09)$$

Кроме того, для сохранения постоянными радиуса и угловой скорости необходимо выполнять разворот с неизменным углом крена.

Равенство (8.09) такое же, как и для прямолинейного горизонтального полета. Но при одинаковых условиях полета (высоте, скорости, полетном весе) сопротивление, а значит, и потребная тяга для установившегося разворота больше, чем для горизонтального полета, так как больше подъемная сила, перегрузка n_y . Чем больше перегрузка при развороте, тем сильнее возрастает индуктивное сопротивление, тем больше должна быть тяга. Поэтому при вводе в разворот необходимо увеличивать тягу, в противном случае скорость начнет уменьшаться.

Установившийся разворот нельзя выполнить с перегрузкой n_y большей той, при которой лобовое сопротивление равно располагаемой тяге. Эта перегрузка, как известно из гл. 5, называется предельной по тяге.

Разворот, выполняемый с такой перегрузкой, т. е. установившийся разворот с полной тягой, называется предельным разворотом.

Чем выше располагаемая тяга, тем больше и предельная перегрузка. Наиболее энергичные предельные установившиеся развороты получаются при использовании форсажа.

Если летчик создал при развороте перегрузку выше предельной по тяге, то самолет будет постепенно терять скорость даже при полной тяге. Поэтому предельная по тяге перегрузка является предельной перегрузкой длительного разворота с заданной скоростью.

При кратковременных разворотах можно использовать и более высокие перегрузки вплоть до располагаемой, которая получается при использовании максимально возможного угла атаки. Длительный разворот с такой перегрузкой вызовет значительное торможение самолета.

Развороты с предельной по тяге или располагаемой перегрузкой разрешаются только в том случае, если последние не выходят за физиологические и прочностные ограничения.

О предельной по тяге и располагаемой перегрузках подробнее сказано в гл. 5.

§ 5. Расчет предельного установившегося разворота

Радиус и угловая скорость предельного разворота рассчитываются по формулам (8.05) и (8.07). Для этого нужно лишь знать предельное значение n_y .

В стратосфере предельную перегрузку легко найти по предельной высоте горизонтального полета при данном числе M . Для этого можно воспользоваться формулой (5.12), имея в виду, что на предельной высоте, где давление воздуха равно $p_{\text{пред}}$, предельная перегрузка равна единице:

$$n_{\text{упред}} = \frac{p}{p_{\text{пред}}} \cdot \frac{G_r}{G}, \quad (8.10)$$

где G_r — вес самолета, для которого известна предельная высота горизонтального полета;

$n_{\text{упред}}$ — предельная по тяге перегрузка на высоте, где давление воздуха равно p и вес самолета — G .

Возьмем, например, сверхзвуковой самолет, для которого предельные высоты горизонтального полета при полетном весе 10 000 кг показаны на рис. 6.10. Найдем время и радиус предельного установившегося виража этого самолета на высоте $H=11$ км при $V=1800$ км/час и полетном весе 8000 кг.

1. По графику на рис. 6.10 находим предельную высоту для заданной скорости и веса 10 000 кг:

$$H_{\text{пред}} = 17 \text{ км.}$$

2. Определяем разность высот

$$\Delta H = H_{\text{пред}} - H = 17 - 11 = 6 \text{ км.}$$

3. По рис. 5.11 для $\Delta H = 6$ км находим

$$\frac{p}{p_{\text{пред}}} = 2,6.$$

4. Пользуясь формулой (8.10), рассчитываем предельную перегрузку

$$n_{\text{упред}} = 2,6 \cdot \frac{10000}{8000} = 3,25.$$

5. Угловую скорость определяем по формуле (8.07)

$$\omega = \frac{g \sqrt{n_y^2 - 1}}{V} = \frac{9,81 \sqrt{3,25^2 - 1}}{500} = 0,0605 \text{ рад/сек} = 3,45 \text{ град/сек.}$$

6. Время виража равно

$$t_{\text{вир}} = \frac{360}{3,45} = 104 \text{ сек} = 1 \text{ мин } 44 \text{ сек.}$$

7. Радиус виража рассчитываем по формуле (8.05)

$$r = \frac{V^2}{g \sqrt{n_y^2 - 1}} = \frac{500^2}{9,81 \sqrt{3,25^2 - 1}} = 8250 \text{ м.}$$

Для расчета разворота в тропосфере (ниже 11 км) предельную по тяге перегрузку следует определять одним из способов, описанных в гл. 5, § 12.

§ 6. Зависимость показателей предельного разворота от скорости и высоты полета

Если бы при всех скоростях полета предельная перегрузка была одинакова, то, как видно из формул (8.05) и (8.07), радиус разворота был бы пропорционален квадрату скорости, а угловая

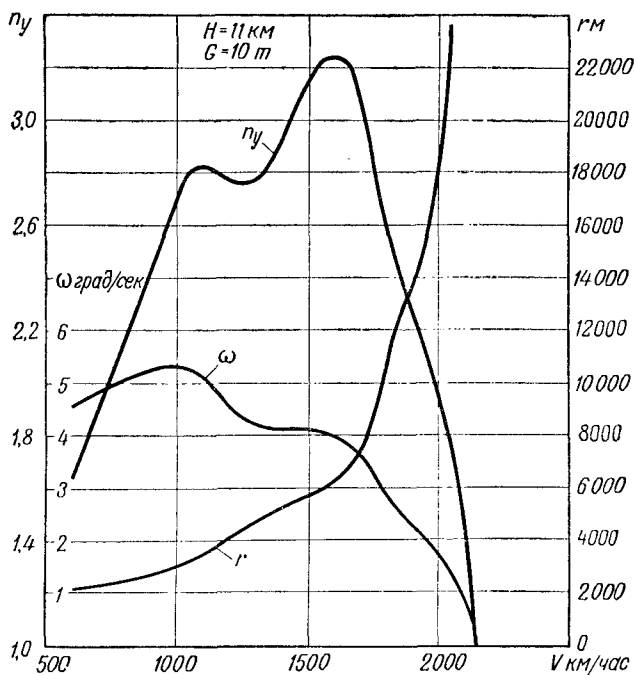


Рис. 8.04. Влияние скорости на перегрузку, угловую скорость и радиус установившегося разворота, выполняемого с полной тягой (предельный разворот)

скорость изменялась бы обратно пропорционально скорости. Но в действительности величина $n_{у\text{пред}}$ сама зависит от скорости и картина получается более сложной.

На рис. 8.04 показаны кривые, относящиеся к тому же сверхзвуковому самолету, что и график на рис. 6.10. Все точки кривых $n_{у\text{пред}}$, ω и r получены для высоты 11 км и веса 10000 кг расчетом по способу, приведенному в предыдущем параграфе.

Как видим, в стратосфере наибольшая перегрузка установившегося разворота достигается при скорости, равной скорости полета на статическом потолке (в нашем примере • 1600 км/час). Наиболь-

шая угловая скорость разворота получается при меньшей скорости, а наименьший радиус — при еще меньшей.

В данном примере наибольшая угловая скорость получилась при околосвуковой скорости 1000 км/час (хотя максимальная перегрузка достигается при сверхзвуковой скорости 1600 км/час).

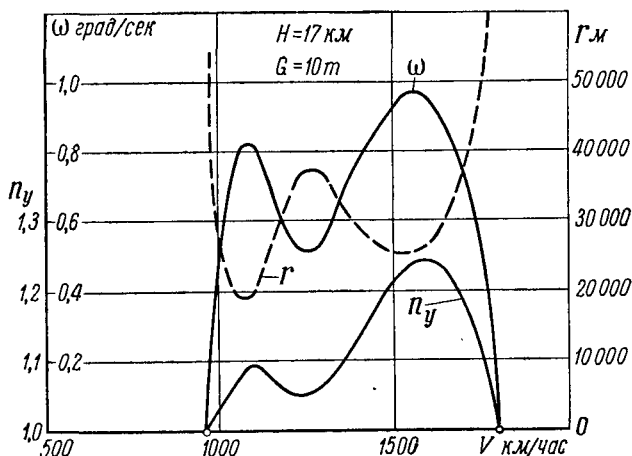


Рис. 8.05. Характеристики предельного установившегося разворота на большой высоте

Однако это не обязательно. Например, на высотах, превышающих околосвуковой потолок, установившийся разворот вообще возможен только на сверхзвуковой скорости. Да и несколько ниже околосвукового потолка преимущество в угловой скорости может быть на стороне сверхзвуковых скоростей. Это видно из кривых на рис. 8.05, построенных для того же самолета.

Влияние высоты полета на показатели установившегося разворота состоит в том, что с увеличением высоты уменьшается предельная по тяге перегрузка (или предельный угол крена), что приводит к увеличению радиуса и уменьшению угловой скорости.

Это видно из примера на рис. 8.04 и 8.05. Так, при $V=1500$ км/час радиус предельного установившегося разворота на высоте 11 км равен 5800 м, а на высоте 17 км — 25000 м. Максимальные угловые скорости соответственно равны 5,4 и 0,98 град/сек.

Предельная перегрузка установившегося разворота при заданном числе M в пределах стратосферы пропорциональна давлению воздуха, поэтому ее изменение по высоте рассчитывается с помощью графика на рис. 5.11.

Из этого графика видно, что с увеличением высоты на каждые 4,4 км предельная перегрузка уменьшается вдвое.

В пределах тропосферы (ниже 11 км) зависимость предельной по тяге перегрузки от высоты более сложна и для каждого случая может быть выявлена специальными расчетами.

§ 7. Боевой потолок самолета

Боевым потолком самолета называют наибольшую высоту, на которой возможно выполнение разворотов без потери скорости и высоты с некоторым заранее обусловленным углом крена γ_6 .

Если этот угол крена задан, то найти боевой потолок нетрудно, так как речь идет о предельном установившемся развороте с перегрузкой

$$n_{y_{\text{пред}}} = \frac{1}{\cos \gamma_6}.$$

Как видим, на боевом потолке $n_{y_{\text{пред}}} > 1$. Следовательно, боевой потолок ниже статического, где $n_{y_{\text{пред}}} = 1$.

Если применить формулу (8.10), считая полетные веса одинаковыми, то можно прийти к выводу, что $n_{y_{\text{пред}}}$ на боевом потолке равняется отношению давлений воздуха на боевом и статическом потолках. Поэтому превышение ΔH статического потолка над боевым легко найти с помощью рис. 5.11. Приводим полученную таким способом таблицу.

γ_6°	15	20	30	45	60
$\Delta H, \text{ м}$	200	400	900	2200	4400

Если, например, крен должен равняться 30° , то боевой потолок на 900 м ниже статического.

Данные этой таблицы справедливы для любого самолета с воздушно-реактивными двигателями в пределах стратосферы.

§ 8. Зависимость показателей установившегося разворота от полетного веса

Для выполнения разворота с одним и тем же углом крена при возросшем полетном весе потребуется увеличить подъемную силу (рис. 8.06). При этом повысится лобовое сопротивление и для его преодоления нужно будет увеличить тягу.

Если с первоначальным весом выполняется предельный разворот, то запаса тяги нет и нельзя допускать роста сопротив-

ления. Значит, при увеличенном весе придется сохранить прежнюю подъемную силу, а для обеспечения горизонтальности разворота уменьшить угол крена (рис. 8.07). Конечно, это возможно при условии, если новый полетный вес меньше подъемной силы

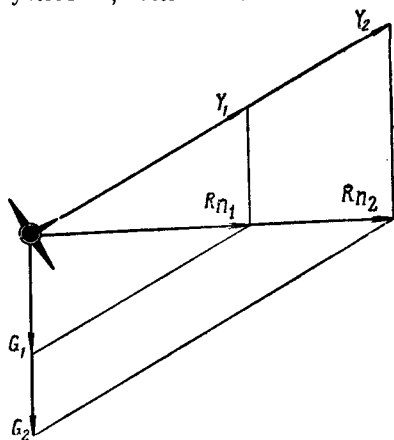


Рис. 8.06. Развороты при разных полетных весах с одинаковым креном

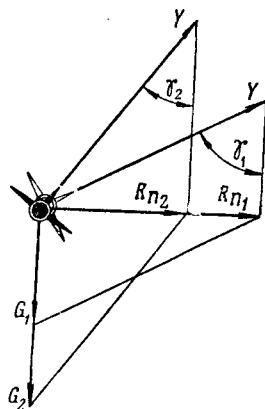


Рис. 8.07. Развороты при разных полетных весах с одинаковой подъемной силой

Из равенства подъемных сил при обоих весах следует, что перегрузка предельного разворота обратно пропорциональна полетному весу (при условии сохранения скорости и угла атаки):

$$\frac{n_{y_2}}{n_{y_1}} = \frac{G_1}{G_2}.$$

С уменьшением перегрузки в свою очередь соответственно увеличивается радиус разворота и уменьшается угловая скорость.

§ 9. Неустановившийся (форсированный) разворот

Если при развороте создать перегрузку n_y , превышающую предельную по тяге, то лобовое сопротивление превысит тягу (продольная перегрузка станет отрицательной) и самолет будет терять скорость (при сохранении высоты). Такой неустановившийся разворот называют форсированным. Наиболее часто он применяется на больших высотах, где мала предельная по тяге перегрузка, а на статическом потолке и выше только такой разворот и возможен. По сравнению с установившимся форсированный разворот имеет меньший радиус и требует меньшей затраты времени и топлива.

Бывают различные варианты форсированного разворота. Рассмотрим основные из них.

Разворот при постоянной перегрузке $n_y > n_{y\text{пред}}$ (при постоянном угле крена) характеризуется неизменной подъемной силой. Значит, по мере уменьшения скорости летчик должен постепенно увеличивать угол атаки. Когда c_y достигнет величины c_{y_p} , т. е. данная перегрузка окажется равной располагаемой перегрузке, дальнейшее продолжение разворота с постоянной перегрузкой станет невозможным.

Если заданная перегрузка в начале форсированного разворота сравнительно мало превышала предельную по тяге, то такой момент может и не наступить: при некоторой уменьшенной скорости лобовое сопротивление станет равным тяге и форсированный разворот превратится в установившийся.

Разворот при $c_y = c_{y_p}$ выполняется с полностью отклоненной «на себя» ручкой управления (или отклоненной до появления интенсивной тряски). Он характеризуется постепенным уменьшением подъемной силы по мере уменьшения скорости¹, т. е. величина n_y непрерывно уменьшается, оставаясь все время равной n_{y_p} . Для сохранения высоты приходится соответственно уменьшать и угол крена. Такой разворот прекратится, когда будет достигнута скорость, при которой $n_{y_p} = 1$ (минимально допустимая скорость горизонтального полета). Однако на высотах, не очень близких к потолку, лобовое сопротивление может стать равным тяге при $n_y > 1$ и тогда разворот будет продолжаться при постоянной скорости, т. е. станет установившимся.

Возможен комбинированный форсированный разворот: сначала — при $n_y = \text{const}$, а после достижения c_{y_p} — при $c_y = c_{y_p}$.

§ 10. Разгон и торможение самолета в полете

Скорость самолета нельзя изменить мгновенно. Для этого требуется в течение некоторого времени осуществлять разгон или торможение. Иногда при выполнении тех или иных маневров разгон или торможение получаются помимо желания летчика.

Разгон происходит в том случае, когда суммарная продольная сила, приложенная к самолету, направлена вперед, т. е. является положительной. Она образуется из силы тяги, лобового сопротивления и продольной составляющей силы веса. Если суммарная продольная сила отрицательна (направлена назад), то возникает торможение.

При движении самолета в горизонтальной плоскости (прямолинейном или криволинейном) продольной составляющей веса нет и ускорение создается разностью между тягой и лобовым сопротивлением — положительной или отрицательной (рис. 8.08). Тяга может оказаться не равной сопротивлению в результате измене-

¹ Исключение возможно на небольшом участке околосвуковых скоростей, когда при уменьшении скорости сильно увеличивается c_{y_p} .

ния режима работы двигателя, изменения внешней формы самолета (отклонение или уборка тормозных щитков, сбрасывание баков и т. д.), увеличения или уменьшения угла атаки.

При разгоне в горизонтальной плоскости продольная перегрузка n_x всегда положительна, при торможении отрицательна. При движении по наклонной траектории это не обязательно, так как,

кроме разности между тягой и сопротивлением, создающей перегрузку n_x , ускорение создает и составляющая веса.

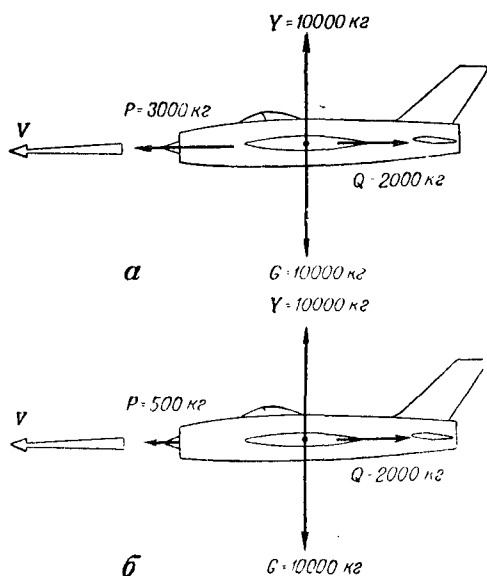


Рис. 8.08. Силы, действующие на самолет в горизонтальном полете при разгоне (а) и торможении (б)

горизонту (рис. 5.07), то добавляется еще ускорение от продольной составляющей веса (положительное при снижении и отрицательное при подъеме) и тогда суммарное ускорение равно

$$j_{\text{пр}} = gn_x \pm g \sin \theta = g(n_x \pm \sin \theta). \quad (8.12)$$

Эта формула справедлива при любом маневре самолета.

Для расчета продольной перегрузки n_x , входящей в формулы (8.11) и (8.12), можно воспользоваться одним из способов, изложенных в гл. 5, § 12.

Приведем примеры расчета ускорения.

1. Найти ускорение разгона самолета в горизонтальном полете с полной тягой на $H = 5 \text{ км}$ при $V = 800 \text{ км/час}$; полетный вес $G = 5000 \text{ кг}$, кривые P_p и Q_r изображены на рис. 6.07.

Из графика на рис. 6.07 находим: $P_p = 2030 \text{ кг}$; $Q_r = 1030 \text{ кг}$.

По формуле (5.06) определяем продольную перегрузку

$$n_x = \frac{2030 - 1030}{5000} = 0,2.$$

§ 11. Расчет ускорения разгона и торможения

Интенсивность разгона и торможения характеризуется величиной продольного ускорения, определяемого по формуле (5.01). Для разгона и торможения в горизонтальном полете (прямолинейном и криволинейном) эта формула приобретает такой вид:

$$j_{\text{пр}} = g \frac{P - Q}{G} = gn_x \quad (8.11)$$

Если траектория наклонена под углом θ к горизонту

По формуле (8.11) находим ускорение разгона

$$j_{\text{пр}} = 9,81 \cdot 0,2 = 1,96 \text{ м/сек}^2.$$

2. Найти ускорение разгона самолета в горизонтальном полете ($n_y = 1$) на $H = 15 \text{ км}$ при $M = 1,8$, если известно, что предельная высота горизонтального полета самолета с данным весом при этой скорости (статический потолок) равна 20 км , а нагрузка на крыло $G/S = 300 \text{ кг/м}^2$.

Для расчета n_x воспользуемся формулой (5.13). Предварительно найдем величины A , $n_{y\text{пред}}$ и p , которые входят в эту формулу. Приближенно примем, что величина A на 15% больше, чем она получается по теоретической формуле (2.16), т. е.

$$A = 1,15 \frac{\sqrt{M^2 - 1}}{4} = 1,15 \cdot \frac{\sqrt{1,8^2 - 1}}{4} = 0,43.$$

Перегрузку $n_{y\text{пред}}$ найдем по формуле (8.10)

$$n_{y\text{пред}} = \frac{p}{p_{\text{пред}}} = 2,2$$

($\frac{p}{p_{\text{пред}}}$ определено с помощью графика рис. 5.11 по $\Delta H = 5 \text{ км}$).

Обращаясь к таблице стандартной атмосферы, найдем $p = 1228 \text{ кг/м}^2$. Теперь применим формулу (5.13)

$$n_x = \frac{A \cdot G}{0,7 p M^2} \cdot (n_{y\text{пред}}^2 - n_y^2) = \frac{0,43 \cdot 300}{0,7 \cdot 1228 \cdot 1,8^2} \cdot (2,2^2 - 1) = 0,177.$$

Пользуясь формулой (8.11), получим

$$j_{\text{пр}} = g n_x = 9,81 \cdot 0,177 = 1,75 \text{ м/сек}^2.$$

3. Найти продольное ускорение самолета на $H = 15 \text{ км}$ при выполнении снижения по спирали под углом 15° к горизонту с полной тягой и перегрузкой $n_y = 4$. Остальные данные те же, что и в предыдущем примере.

По формуле (5.13) находим

$$n_x = \frac{0,43 \cdot 300}{0,7 \cdot 1228 \cdot 1,8^2} (2,2^2 - 4^2) = -0,515.$$

С помощью формулы (8.12) определим

$$j_{\text{пр}} = g (n_x + \sin \theta) = 9,81 (-0,515 + \sin 15^\circ) = 9,81 (-0,515 + 0,259) = -2,5 \text{ м/сек}^2.$$

Получается весьма интенсивное торможение, несмотря на снижение и полный газ,— так сильно возрастает сопротивление при маневре.

§ 12. Расчет времени и пути разгона и торможения

Затрата времени Δt на разгон или торможение зависит, во-первых, от величины приращения скорости ΔV , положительного при разгоне и отрицательного при торможении, и, во-вторых, от величины продольного ускорения, расчет которого показан в предыдущем параграфе. В процессе маневра силы изменяются, значит, не остается постоянным и ускорение. Поэтому для определения времени разгона и торможения следует брать среднее ускорение $j_{\text{ср}}$, тогда

$$\Delta t = \frac{\Delta V}{j_{\text{ср}}}. \quad (8.13)$$

В качестве $j_{\text{ср}}$ можно брать либо полусумму ускорений в начале и конце маневра, либо ускорение при скорости, равной полусумме начальной и конечной скоростей. Такой способ расчета $j_{\text{ср}}$ дает достаточно точный результат, если ускорения в начале и конце маневра отличаются не более чем в 1,5—2 раза, причем ускорение либо непрерывно растет, либо непрерывно уменьшается. В противном случае нужно мысленно разделить маневр на два участка или более, для каждого из них найти величину Δt , а затем полученные значения сложить.

Путь, пройденный самолетом при маневре, равен

$$\Delta s = V_{\text{ср}} \cdot \Delta t, \quad (8.14)$$

где $V_{\text{ср}}$ — средняя скорость;

Δt — время разгона или торможения, рассчитанное по формуле (8.13).

Пример. Рассчитать продолжительность и путь разгона самолета в горизонтальном полете на высоте 15 км, если начальная скорость 1100 км/час, а конечная 1800 км/час; кривые P_p и Q_r данного самолета изображены на рис. 6.06.

Как видно из графика, на $H = 15$ км избыточная тяга у данного самолета с ростом скорости до 1300 км/час уменьшается, затем несколько возрастает и, начиная со скорости 1600 км/час, снова уменьшается. Для получения более точных результатов расчета целесообразно разделить дистанцию разгона на четыре участка. Весь расчет сведем в следующую таблицу:

№ строки	Величина	Размерность	Как находим	Значения величин				
1	V	км/час	Задаемся	1100	1300	1600	1700	1800
2	$P-Q$	кг	Определяем из графика на рис. 6.06	900	750	900	700	400
3	$j_{\text{пр}}$	м/сек ²	По формуле (8.11) $j_{\text{пр}} = 9,81 \frac{P-Q}{10\,000}$	0,885	0,735	0,885	0,685	0,391
4	ΔV	м/сек	Разность величин из строки № 1 делим на 3,6	55,5	83,3	27,8	27,8	
5	$j_{\text{ср}}$	м/сек ²	Полусумма величин из строки № 3	0,81	0,81	0,785	0,538	
6	Δt	сек	По формуле (8.13) $\Delta t = \frac{\Delta V}{j_{\text{ср}}}$	68	103	35	52	
7	$V_{\text{ср}}$	м/сек	Полусумму величин из строки № 1 делим на 3,6	333	404	459	486	
8	Δs	м	По формуле (8.14) $\Delta s = V_{\text{ср}} \cdot \Delta t$	22 600	41 600	16 100	25 300	

Сложив значения Δt (строка № 6), получим полное время разгона

$$t_{\text{разг}} = 68 + 103 + 35 + 52 = 258 \text{ сек} = 4 \text{ мин } 18 \text{ сек.}$$

Ссуммировав значения Δs , найдем путь, проходимый при разгоне:

$$s_{\text{разг}} = 22,6 + 41,6 + 16,1 + 25,3 = 105,6 \text{ км.}$$

По результатам этого расчета построена кривая на рис. 8.09.

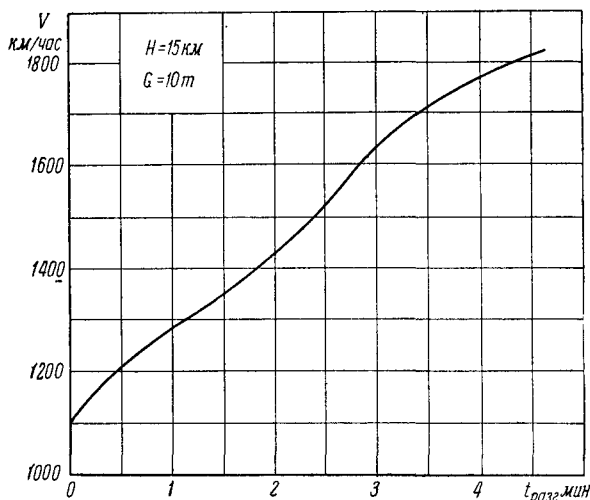


Рис. 8.09. График разгона сверхзвукового самолета (пример)

§ 13. Факторы, влияющие на характеристики разгона и торможения самолета

Ускорения разгона и торможения данного самолета зависят от ряда факторов: высоты и скорости полета в данный момент, полетного веса, режима работы двигателя, перегрузки n_y , положения тормозных щитков и т. д.

С увеличением высоты ускорение разгона уменьшается в связи с уменьшением располагаемой тяги. Исключение из этого правила наблюдается у сверхзвуковых самолетов в тропосфере при скоростях, близких к максимальным, где лобовое сопротивление с увеличением высоты падает сильнее, чем располагаемая тяга. Например, по графику на рис. 6.06 видно, что при скоростях более 1400 км/час наибольшие избыточные тяги получаются на высоте 11 км. На большой высоте для разгона сверхзвукового самолета требуется значительная затрата времени и пространства. Это видно из примера, решенного в предыдущем параграфе.

Существенно ухудшаются на больших высотах и характеристики торможения, так как уменьшается лобовое сопротивление

самолета и нельзя сильно дросселировать ТРД из соображений устойчивости его работы. Наиболее эффективно на больших высотах торможение с помощью щитков, а также путем создания повышенной перегрузки n_y в криволинейном полете.

Характер разгона самолета в большой степени зависит от изменения в процессе разгона располагаемой тяги и лобового сопротивления. Например, у дозвукового самолета ускорение горизонтального разгона (начиная от наивыгоднейшей скорости) непрерывно уменьшается, а у сверхзвукового в соответствии с характером изменения избыточной тяги темп нарастания скорости может на определенном участке увеличиться (на рис. 8.09 от $V=1300$ до 1600 км/час).

Сильно влияет на разгон при сверхзвуковых скоростях температура наружного воздуха: повышение температуры сопровождается уменьшением располагаемой тяги, а в сверхзвуковом полете, где невелика избыточная тяга, это приводит к снижению последней на большое число процентов (рис. 6.11).

Чтобы ускорить разгон при малых избыточных тягах, можно использовать снижение под некоторым углом θ . При этом дополнительный прирост скорости, вызываемый действием продольной составляющей силы веса, будет равен

$$\Delta V = g \sin \theta \cdot \Delta t,$$

но

$$\Delta t = \frac{-\Delta H}{V_{ycp}} = \frac{-\Delta H}{V_{cp} \sin \theta},$$

где $-\Delta H$ — потеря высоты;
 V_{cp} — средняя скорость.

Следовательно,

$$\Delta V = - \frac{g \cdot \Delta H}{V_{cp}}.$$

Таким образом, прирост скорости за счет потери одной и той же высоты тем меньше, чем выше скорость самолета. У сверхзвуковых самолетов возможности по разгону на снижении значительно меньше, чем у дозвуковых.

К такому же выводу мы пришли в гл. 5, рассматривая механическую энергию летящего самолета (§ 7).

§ 14. Режим наиболее быстрого увеличения энергии самолета

Выход самолета на заданный режим после взлета заключается в наборе определенной высоты и определенной скорости, т. е. в приобретении самолетом потенциальной и кинетической энергии, сумма которых есть полная механическая энергия. Но кинетическую энергию можно быстро превратить в потенциальную и, наоборот, потенциальную в кинетическую при помощи резкого восходящего или нисходящего маневра. Поэтому быстрый выход на

заданный режим практически можно осуществить так: вначале как можно быстрее накопить полную механическую энергию, соответствующую этому режиму, а в конце, если нужно, перераспределить слагаемые этой энергии с помощью горки (если получился избыток скорости при недостатке высоты) или пикирования.

Как же обеспечить наибо́льшее увеличение энергии самолета? Рассмотрим сначала самолет, который должен лететь на большой высоте с малой скоростью. Его механическая энергия состоит в основном из потенциальной энергии. Поэтому для звукового самолета быстрое накопление полной энергии сводится в сущности к быстрому набору высоты, который обеспечивается режимом максимальной скороподъемности.

Теперь обратимся к сверхзвуковому самолету. Здесь уже кинетическая энергия может быть одного порядка с потенциальной и даже значительно превышать ее. Например, скорости полета 2500 км/час (695 м/сек) соответствует кинетическая высота¹, равная

$$H_k = \frac{V^2}{2g} = \frac{695^2}{2 \cdot 9,81} = 24\,600 \text{ м.}$$

Вот почему для сверхзвуковых самолетов наибо́льшее увеличение энергии нельзя даже приблизительно отождествлять с максимальной скороподъемностью. Оно должно осуществляться по некоторой программе, которая заключается в изменении скорости по определенному закону в зависимости от высоты при использовании всей располагаемой тяги. Эта программа зависит от конкретных аэродинамических, тяговых и весовых характеристик данного самолета и может быть довольно сложной. Например, на каком-то участке может оказаться целесообразным прервать набор высоты или даже перейти на снижение для быстрого разгона до такой сверхзвуковой скорости, при которой снова выгодно продолжать подъем. Программа подъема — разгона должна быть известна летчику заранее или может автоматически отрабатываться в полете с помощью бортового или наземного вычислительного устройства.

Рассмотрим графический метод расчета программы наибо́льшего увеличения механической энергии самолета, т. е. его энергетической высоты $H_э$.

Согласно формуле (5.09) прирост энергетической высоты равен произведению продольной перегрузки на пройденный путь: $\Delta H_э = n_x \cdot \Delta s$. Поэтому прирост энергетической высоты за одну секунду будет равен произведению n_x на секундный путь, т. е. произведению $n_x V$.

Следовательно, для наиболее быстрого возрастания механической энергии самолета нужен такой режим, т. е. такое сочетание высоты и скорости, при котором переход с одной энергетической высоты на другую происходит при наибольшем возможном значении $n_x V$. Чтобы отыскать этот режим, нужно знать, каким сочетаниям V и H соответствуют данные энергетические высоты и чему равна величина $n_x V$ при различных V и H .

¹ Напомним, что кинетическая высота есть кинетическая энергия одного килограмма веса самолета, а действительная высота полета есть потенциальная энергия одного килограмма. Их сумма называется энергетической высотой.

Ответ на первый вопрос дает универсальная сетка энергетических высот (рис. 5.10). Для ответа на второй вопрос необходимо иметь конкретные сведения о данном самолете. Как известно, величина n_x самолета при данном полетном весе и данном режиме работы двигателя зависит от скорости и высоты полета и величины перегрузки n_y . Можно принять, что в процессе подъема — разгона $n_y \approx 1$. Тогда, имея кривые располагаемой и потребной тяг для горизонтального полета на различных высотах, можно по формуле (5.06) рассчитать

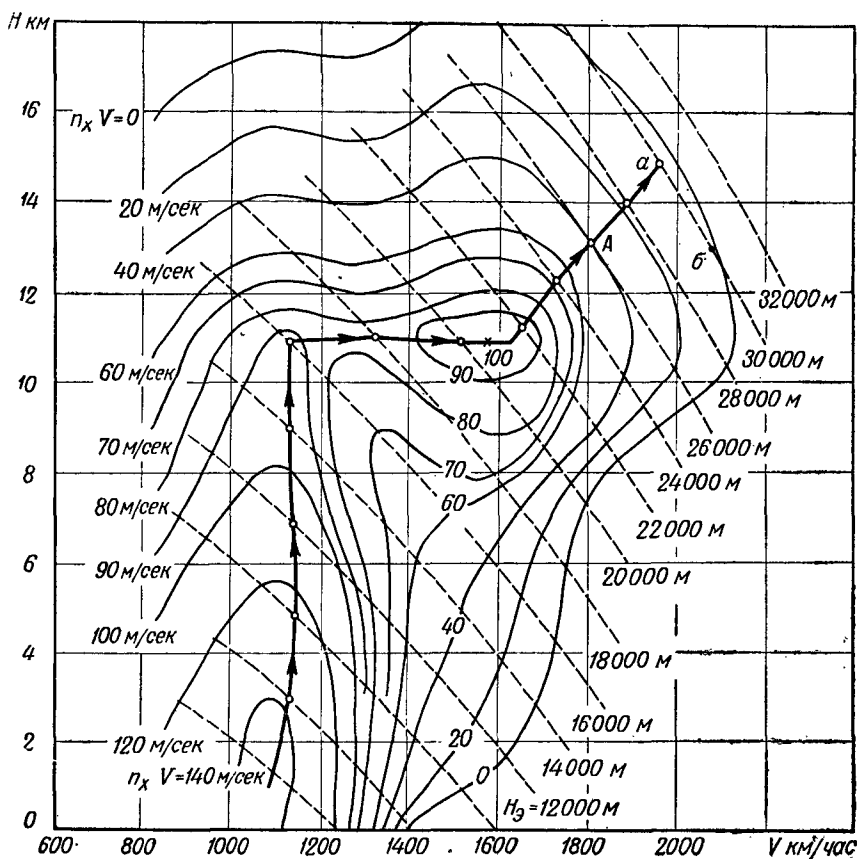


Рис. 8.10. Определение программы наибо́льшего увеличения энергии самолета (пример)

величину n_x , а умножив ее на скорость, — и величину $n_x V$ при любых комбинациях V и H . Теперь остается нанести полученные значения $n_x V$ на один график с сеткой энергетических высот. Это сделано на рис. 8.10 по данным графика на рис. 6.06.

Определим по графику на рис. 8.10, например, как быстрее всего перейти с $H_3 = 25000$ м на $H_3 = 27000$ м. В промежутке между этими энергетическими высотами, на $H_3 = 26000$ м, наибольшая величина $n_x V$ (40 м/сек) получается при $H = 13,1$ км и $V = 1810$ км/час (точка A). Аналогично находим такие же точки и для других энергетических высот (все они обозначены кружками). Со-

единив их сплошной линией со стрелками, получаем программу наибыстрейшего увеличения энергии самолета. Как видим, для нашего самолета эта программа выглядит так: до высоты 11 км — набор высоты с почти постоянной скоростью (1100—1150 км/час), далее разгон на высоте 11 км до $V=1600$ км/час, после чего подъем с одновременным увеличением скорости (около 100 км/час на каждый километр высоты).

Разберем в качестве примера выход на режим $H=12\,500$ м, $V=2100$ км/час, что соответствует $H_a=30\,000$ м (точка б). По наимыгоднейшей программе достигаем $H_a=30\,000$ м (точка а) при $V=1960$ км/час и $H=14\,800$ м, а затем быстро снижаемся до высоты 12 500 м; при этом скорость возрастает до 2100 км/час (линия аб). Здесь мы приближенно считаем, что за время снижения величина полной энергии самолета не изменится.

§ 15. Маневры самолета в вертикальной плоскости

Примерами маневров самолета в вертикальной плоскости являются пикирование, горка, петля Нестерова, полупетля, переворот, волны вниз и вверх.

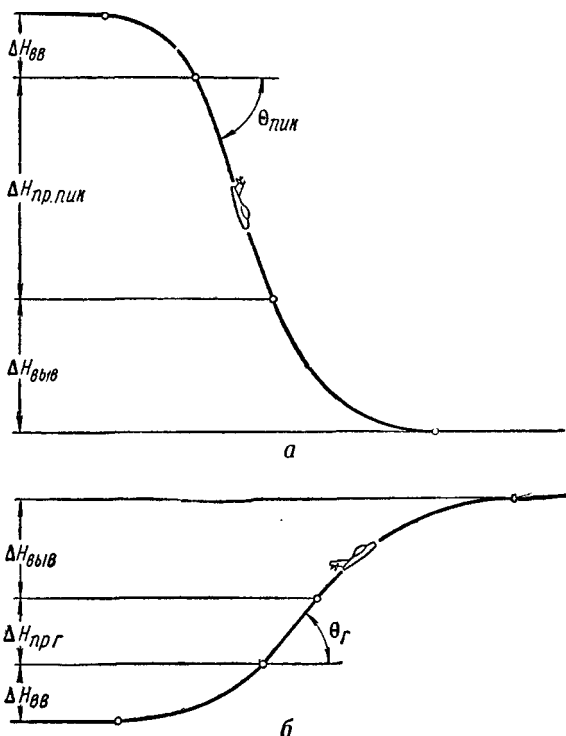


Рис. 8.11. Маневры в вертикальной плоскости:
а — пикирование; б — горка

Пикирование (рис. 8.11) состоит из трех элементов: ввода, прямолинейного пикирования и вывода. Ввод и вывод являются криволинейными маневрами, причем траектория ввода иногда ле-

жит не в вертикальной, а в наклонной плоскости или представляет собой часть спирали с возрастающим углом снижения.

Горка — подъем с углом, превышающим угол установившегося набора высоты. Траектория горки схожа с траекторией пикирования, но самолет движется снизу вверх.

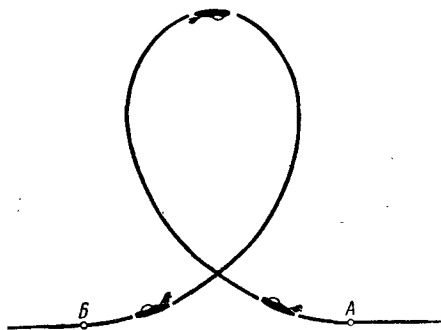


Рис. 8.12. Петля Нестерова

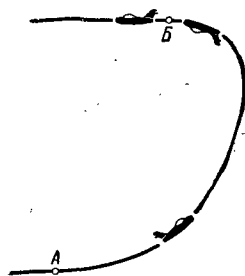


Рис. 8.13. Полупетля

Петля Нестерова — криволинейный маневр в вертикальной плоскости, в первой половине которого самолет набирает высоту, а во второй половине снижается (рис. 8.12).

Полупетля является восходящей фигурой: в конце первой половины петли летчик переводит самолет в положение нормального горизонтального полета (рис. 8.13).

Переворот — как бы обращенная полупетля: летчик переворачивает самолет вокруг продольной оси на 180° , а затем выполняет вторую половину петли Нестерова (рис. 8.14).

§ 16. Схемы сил, действующих на самолет при маневрах в вертикальной плоскости

На рис. 8.15 показаны схемы сил при движении по прямой — при выполнении пикирования и горки. Общим для обоих случаев является условие прямолинейности траектории:

$$Y = G \cos \theta, \quad (8.15)$$

где θ — угол пикирования и угол горки.

Чем круче траектория, тем меньше потребная подъемная сила.

При пикировании, как правило, сумма тяги и продольной составляющей веса больше лобового сопротивления и самолет раз-

гоняется. Однако возможно и установившееся пикирование. Оно может получиться при малых углах пикирования, а также при больших скоростях и применении тормозных щитков, когда создаются большие сопротивление и отрицательная продольная перегрузка.

На прямолинейном участке горки продольное ускорение отрицательное, так как угол θ_r больше угла установившегося подъема.

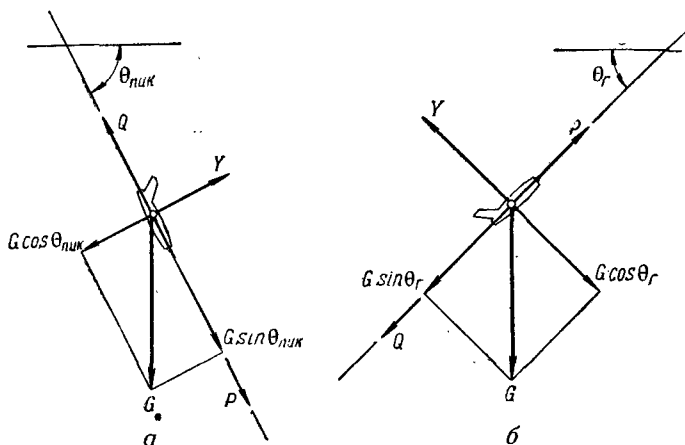


Рис. 8.15. Силы, действующие на самолет на прямолинейных участках пикирования (а) и горки (б)

В связи с непостоянством скорости летчик должен для сохранения постоянной подъемной силы постепенно изменять угол атаки: при разгоне уменьшать, при торможении увеличивать. По этой причине весьма трудно точно выдерживать прямолинейную наклонную траекторию, так как у летчика нет прибора, измеряющего наклон траектории (авиагоризонт измеряет угол тангажа, который должен изменяться одновременно с углом атаки). Однако при больших приборных скоростях изменения угла атаки выражаются долями градуса и практически неуловимы, поэтому достаточно выдерживать постоянным угол тангажа. Заметное увеличение углов атаки и тангажа может потребоваться при значительном уменьшении скорости на пологой горке.

Схемы сил, действующих на самолет при криволинейных маневрах в вертикальной плоскости, показаны на рис. 8.16, 8.17 и 8.18.

Если центр кривизны траектории находится ниже самолета (ввод в пикирование, вывод из горки, верхняя часть петли Нестерова или переворота), то траектория искривляется под действием поперечной составляющей силы веса. При этом подъемная сила, если она положительна, может либо мешать

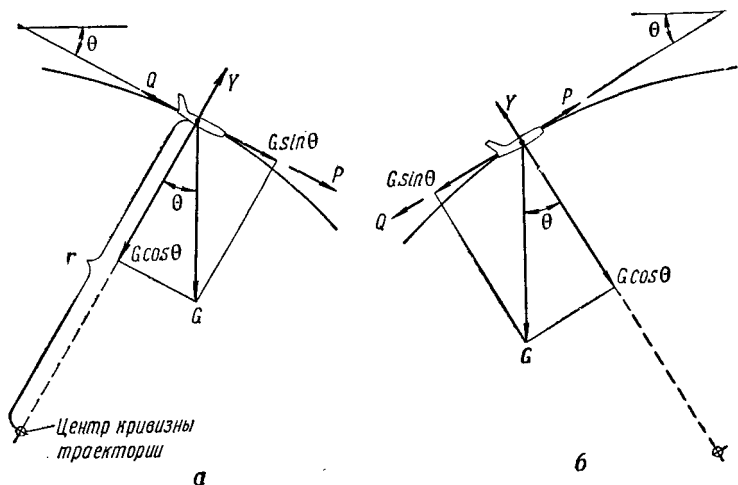


Рис. 8.16. Силы, действующие на самолет:
а — при вводе в пикирование; **б** — при выводе из горки

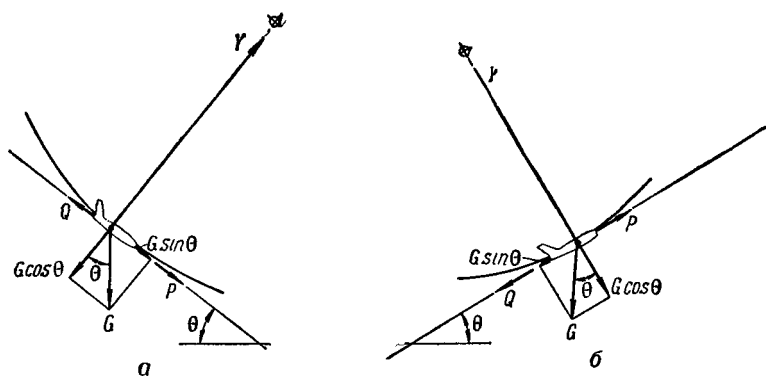


Рис. 8.17. Силы, действующие на самолет:
а — при выводе из пикирования; **б** — при вводе в горку

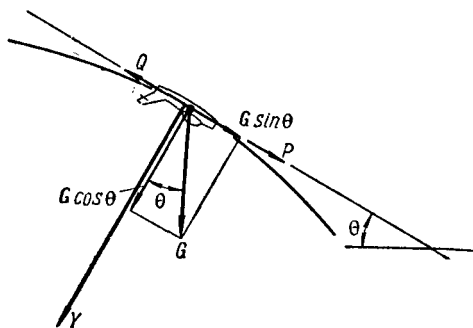


Рис. 8.18. Силы, действующие на самолет
 в верхней половине петли Нестерова

искривлению траектории (при положении самолета вниз колесами), либо помогать (при положении вверх колесами).

Поперечная сила при положении самолета вниз колесами равна

$$R_{\pi} = G \cos \theta - Y = G (\cos \theta - n_y),$$

а при положении вверх колесами

$$R_{\pi} = G \cos \theta + Y = G (\cos \theta + n_y).$$

Подставив эти выражения R_{π} в формулу (5.03), получим

$$r = \frac{V^2}{g (\cos \theta \pm n_y)}. \quad (8.16)$$

Если центр кривизны траектории расположен выше самолета, а последний находится в положении вниз колесами (вывод из пикирования, ввод в горку), то положительная подъемная сила способствует искривлению траектории, а составляющая веса $G \cos \theta$ ослабляет ее действие. При этом

$$R_{\pi} = Y - G \cos \theta = G (n_y - \cos \theta).$$

Соответственно формула (5.03) приобретает такой вид:

$$r = \frac{V^2}{g (n_y - \cos \theta)}. \quad (8.17)$$

Угол θ в процессе криволинейного маневра непрерывно изменяется, не остаются постоянными также скорость и перегрузка. Значит, радиусы в различных точках траектории не одинаковы.

Чем больше скорость самолета, тем больше радиус криволинейного маневра. Даже при больших перегрузках n_y потеря высоты при выводе из пикирования сверхзвукового самолета может достигать многих тысяч метров.

Поэтому для сверхзвуковых скоростей полета крутое пикирование нельзя считать типичным маневром, а зачастую оно просто может оказаться неосуществимым из-за недостатка высоты.

§ 17. Расчет изменения высоты и скорости при маневрах в вертикальной плоскости

Криволинейную траекторию на некотором участке можно считать дугой окружности радиуса $r_{\text{ср}}$. Если этот радиус известен, то легко подсчитать и изменение высоты на этом участке (рис. 8.19):

$$\Delta H = r_{\text{ср}} (\cos \theta_1 - \cos \theta_2). \quad (8.18)$$

Величину $r_{\text{ср}}$ можно определить по формулам (8.16) или (8.17), но для этого нужно знать средние скорость и перегрузку n_y . Перегрузку можно задать, ориентируясь на данные практики с учетом возможностей самолета. Основная трудность состоит в определении средней скорости. Можно для расчета воспользоваться следующим методом. Зная скорость V_1 в начале участка, задаемся ориентировочно величиной $V_{\text{ср}}$ (при восходящем маневре она обычно меньше V_1 ,

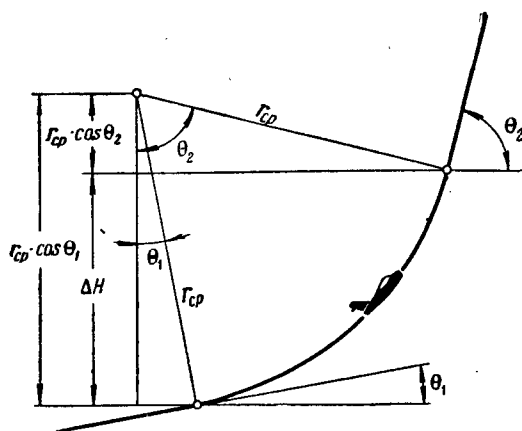


Рис. 8.19. К расчету изменения высоты при криволинейном маневре в вертикальной плоскости

Если она отличается от той, которой мы задались вначале, то снова найдем уточненное значение r_{cp} и повторяем расчет.

При выполнении маневров без уборки газа и выпуска воздушных тормозов для ориентировочных расчетов можно принять $n_x = 0$, т. е. считать неизменной энергетическую высоту. В этом случае формула (8.19) упростится и примет вид

$$\Delta V = - \frac{g \cdot \Delta H}{V_{cp}}. \quad (8.20)$$

Пример. Найти прирост высоты и потерю скорости при вводе в горку, если вначале скорость самолета $V_1 = 1440 \text{ км/час} = 400 \text{ м/сек}$, угол наклона траектории в конце ввода $\theta_2 = 20^\circ$, перегрузка $n_y = 2$ (принять $n_x = 0$).

Ориентировочно предположив, что $V_{cp} = 390 \text{ м/сек}$, по формуле (8.17) находим

$$r_{cp} = \frac{V_{cp}^2}{g(n_y - \cos \theta_{cp})} = \frac{390^2}{9,81(2 - \cos 10^\circ)} = 15200 \text{ м.}$$

По формуле (8.18)

$$\Delta H = 15200 (\cos 0^\circ - \cos 20^\circ) = 910 \text{ м.}$$

По формуле (8.20)

$$\Delta V = - \frac{9,81 \cdot 910}{390} = - 22,9 \text{ м/сек.}$$

Исправленная средняя скорость

$$V_{cp} = 400 - 0,5 \cdot 22,9 = 389 \text{ м/сек.}$$

Она мало отличается от $V_{cp} = 390 \text{ м/сек}$, которой мы ориентировочно задались, поэтому повторять расчет не будем. Итак, высота увеличилась на 910 м, а скорость уменьшилась на 22,9 м/сек (82 км/час).

Формулу (8.20) можно написать иначе:

$$\Delta H = - \frac{V_{cp} \cdot \Delta V}{g}. \quad (8.21)$$

а при нисходящем больше). Затем рассчитываем величину r_{cp} и по формуле (8.18) определяем ΔH , после чего найдем изменение скорости из формулы (5.10):

$$\Delta V = \frac{g}{V_{cp}} (n_x \cdot \Delta s - \Delta H). \quad (8.19)$$

Если на маневре высота теряется, то перед ΔH знак изменяется на обратный. Величина n_x находится одним из способов, описанных в гл. 5, а величина Δs определяется по формуле

$$\Delta s = r_{cp} (\theta_2 - \theta_1) = r_{cp} \cdot \Delta \theta,$$

где углы выражены в радианах.

Найдя ΔV , определяем среднюю скорость

$$V_{cp} = V_1 + 0,5 \cdot \Delta V.$$

По этой формуле можно приближенно рассчитывать прирост высоты, достигаемый за счет изменения скорости на величину ΔV при выполнении восходящих и нисходящих маневров, считая $n_x=0$ (т. е. пренебрегая разностью тяги и лобового сопротивления).

§ 18. Спираль

Спираль является пространственным маневром, траектория которого не лежит в одной плоскости. Рассмотрим простейший вид спирали, при выполнении которой самолет снижается с постоянным углом θ к горизонту по траектории, представляющей собой цилиндрическую винтовую линию (рис. 8.20). Движение центра тяжести самолета можно представить состоящим из двух движений: вниз с вертикальной скоростью

$$V_y = V \sin \theta$$

и в горизонтальной плоскости по окружности со скоростью

$$V_x = V \cos \theta.$$

Суммарная поперечная сила, искривляющая траекторию, должна быть горизонтальной. Она равна

$$R_n = Y \sin \gamma.$$

Если скорость по траектории должна быть постоянной, то необходимо равновесие продольных сил

$$Q - P = G \sin \theta.$$

Как и при горизонтальном развороте, с увеличением перегрузки n_y нужно увеличивать крен; при этом растет угловая скорость, т. е. уменьшается длительность каждого витка спирали. Однако с ростом перегрузки увеличивается сопротивление Q , и для сохранения скорости нужно круче снижаться, что повышает вертикальную скорость снижения. В итоге потеря высоты за один виток может быть большой как при очень малом крене (из-за большой длительности витка), так и при очень большом крене (из-за большой вертикальной скорости снижения). Расчеты показывают, что наименьшая потеря высоты за один виток спирали, выполняемой без тяги, получается при угле крена около 45° .

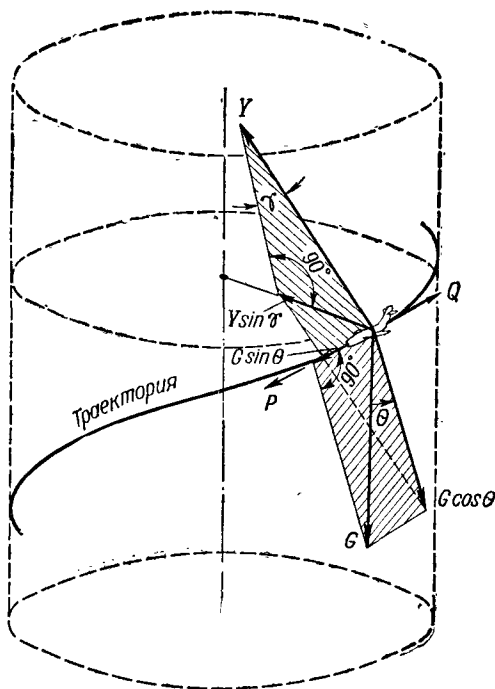


Рис. 8.20. Спираль

Поскольку самолет накренен и траектория его не горизонтальна, то угловая скорость вращения самолета вокруг оси спирали может быть разложена на угловые скорости вращения ω_x , ω_y и ω_z вокруг трех взаимно-перпендикулярных осей самолета. При весьма крутых спиралях, когда угол θ близок к 90° , наибольшая из них — угловая скорость вокруг продольной оси ω_x . При малых углах снижения θ и больших углах крена наибольшую величину имеет ω_z , а при малых углах крена — ω_y .

Большие углы крена соответствуют большим перегрузкам. Поэтому при выполнении крутой спирали с большой перегрузкой вращение самолета происходит в основном вокруг осей x и z .

Крутую спираль с большой перегрузкой n_y можно сравнить с выводом самолета из пикирования: в обоих случаях имеется вращение самолета в сторону кабрирования, траектория наклонена к горизонту. Но при спирали самолет имеет крен и вращается вокруг продольной оси. Если при выводе самолета из пикирования летчик по невнимательности допустит крен и вращение вокруг продольной оси (при больших скоростях оно может быть довольно медленным), то самолет, вопреки намерениям летчика будет выполнять спираль. Это может привести к затяжке вывода из пикирования, а если летчик не устранил ошибку, самолет вообще может не выйти в режим горизонтального полета.

Установим взаимосвязь между перегрузкой n_y на спирали и углами снижения и крена. Из параллелограмма сил, горизонтальная диагональ которого $Y \sin \gamma$ является поперечной силой, видно, что

$$Y \cos \gamma = G \cos \theta,$$

откуда, поделив обе части на $G \cos \gamma$, получаем

$$n_y = \frac{\cos \theta}{\cos \gamma}.$$

Поперечная (центростремительная) сила равна

$$R_{\perp} = Y \sin \gamma = G n_y \sin \gamma = G \cos \theta \operatorname{tg} \gamma.$$

Для расчета радиуса и угловой скорости спирали применим формулы (5.03) и (5.04), имея в виду, что в них вместо скорости нужно подставить ее горизонтальную составляющую $V_x = V \cos \theta$. После подстановок получим

$$r = \frac{V^2 \cos \theta}{g \operatorname{tg} \gamma}$$

и

$$\omega = \frac{g \cdot \operatorname{tg} \gamma}{V}.$$

Если угол крена неизвестен, а задана перегрузка n_y , то вместо $\operatorname{tg} \gamma$ в последние две формулы можно подставить его выражение:

$$\operatorname{tg} \gamma = \sqrt{\left(\frac{n_y}{\cos \theta}\right)^2 - 1},$$

которое нетрудно вывести из формулы n_y .

Примеры:

1. Определить радиус и угловую скорость спирали, если $V = 900 \text{ км/час} = 250 \text{ м/сек}$; угол крена $\gamma = 30^\circ$; вертикальная скорость снижения $V_y = 100 \text{ м/сек}$.

Находим:

$$\cos \theta = \sqrt{1 - \sin^2 \theta} = \sqrt{1 - \left(\frac{V_y}{V}\right)^2} = \sqrt{1 - \left(\frac{100}{250}\right)^2} = 0,915;$$

$$r = \frac{V^2 \cos \theta}{g \operatorname{tg} \gamma} = \frac{250^2 \cdot 0,915}{9,81 \cdot 0,577} = 10\,000 \text{ м};$$

$$\omega = \frac{g \operatorname{tg} \gamma}{V} = \frac{9,81 \cdot 0,577}{250} = 0,023 \text{ рад/сек} = 1,3 \text{ град/сек}.$$

2. С каким углом крена нужно выполнять спираль радиусом 2000 м при угле снижения 30° и скорости полета 720 км/час?

Какова при этом перегрузка n_y ?

Из формулы радиуса спирали имеем

$$\operatorname{tg} \gamma = \frac{V^2 \cos \theta}{gr} = \frac{\left(\frac{720}{3,6}\right)^2 \cdot \cos 30^\circ}{9,81 \cdot 2000} = \frac{200^2 \cdot 0,866}{9,81 \cdot 2000} = 1,77,$$

т. е.

$$\gamma = 60^\circ 30'.$$

Перегрузка равна

$$n_y = \frac{\cos \theta}{\cos \gamma} = \frac{\cos 30^\circ}{\cos 60^\circ 30'} = \frac{0,866}{0,492} = 1,76.$$

§ 19. Боевой разворот

Боевой разворот представляет собой сочетание разворота самолета на 180° с одновременным энергичным набором высоты.

Для искривления траектории в горизонтальной плоскости самолет нужно накренить. В первой половине маневра перегрузка должна быть больше, чем при горизонтальном развороте с таким же креном, так как необходимо одновременно создавать вертикальное ускорение вверх. Во второй половине разворота вертикальную скорость нужно постепенно гасить, чтобы к концу разворота траектория стала горизонтальной. Обычно это достигается уменьшением подъемной силы (перегрузки) с таким расчетом, чтобы ее вертикальная составляющая оказалась меньше веса. Более энергичное завершение разворота можно получить, если вместо уменьшения перегрузки создать крен более 90° — тогда вертикальная составляющая подъемной силы не мешает, а помогает гасить вертикальную скорость. Однако в конце разворота придется выполнить переворот вокруг продольной оси (как в конце полупетли Нестерова).

Боевой разворот начинается обычно при скорости, близкой к максимальной, к тому же создается большая перегрузка, поэтому избыточная тяга $P - Q$ получается отрицательной. В итоге скорость самолета уменьшается, так как кинетическая энергия самолета расходуется на увеличение высоты и на преодоление избытка сопротивления над тягой. Во второй половине маневра избыточная тяга может стать положительной, когда сопротивление уменьшается в связи с уменьшением скорости и перегрузки. В первом приближении можно считать, что средняя величина n_x на боевом развороте равна нулю. Тогда набор высоты за боевой разворот можно рассчитывать по формуле (8.21).

Пример. При вводе в боевой разворот $V_1 = 1200$ км/час, в конце вывода $V_2 = 600$ км/час. Найти набор высоты (пренебрегая действием избыточной тяги).

Из условия видно, что $V_{ср} = 900$ км/час $= 250$ м/сек, а $\Delta V = V_2 - V_1 = -600$ км/час $= -167$ м/сек. Следовательно,

$$\Delta H = - \frac{250 \cdot (-167)}{9,81} = 4250 \text{ м.}$$

§ 20. Установившийся набор высоты с одновременным разворотом

При выполнении подъема с одновременным разворотом перегрузка n_y больше, чем при подъеме по прямой, поэтому больше лобовое сопротивление и меньше избыточная тяга, а в итоге меньше скороподъемность и потолок. Самолет движется по восходящей спирали с переменным (уменьшающимся) углом подъема, доходящим на потолке до нуля.

Влияние перегрузки n_y на величину потолка такое же, как влияние увеличения веса в n_y раз, так как в обоих случаях потолок снижается за счет роста лобового сопротивления из-за увеличения подъемной силы в n_y раз.

На вертикальную скорость перегрузка n_y влияет слабее, чем увеличение веса самолета, потому что возрастает только лобовое сопротивление, но не увеличивается продольная составляющая веса.

Сравним количественно вертикальные скорости V_{y_2} (подъема с разворотом при перегрузке n_{y_2}) и V_{y_1} (прямолинейного подъема при перегрузке n_{y_1}) при одинаковых скоростях по траекторин. Воспользуемся формулой (7.05)

$$\frac{V_{y_2}}{V_{y_1}} = \frac{V n_{x_2}}{V n_{x_1}} = \frac{n_{x_2}}{n_{x_1}}.$$

Но из формулы (5.13)

$$\frac{n_{x_2}}{n_{x_1}} = \frac{n_{y_{пред}}^2 - n_{y_2}^2}{n_{y_{пред}}^2 - n_{y_1}^2},$$

где $n_{y_{пред}}$ — предельная по тяге перегрузка на данной высоте при данной скорости.

Считая приближенно, что при подъеме по прямой $n_{y1} = 1$, окончательно получим

$$\frac{V_{y_2}}{V_{y_1}} = \frac{n_{y_{\text{пред}}}^2 - n_{y_2}^2}{n_{y_{\text{пред}}}^2 - 1}. \quad (8.22)$$

Пример. Допустим, что самолет на сверхзвуковом режиме прямолинейного установившегося подъема на $H=12$ км имеет $V_y=120$ м/сек, статический потолок 20 км. Найти скороподъемность на $H=12$ км при спиральном подъеме с перегрузкой $n_y = 2$.

Предельную перегрузку на высоте 12 км, которая ниже статического потолка на 8 км, находим с помощью графика рис. 5.11:

$$n_{y_{\text{пред}}} = \frac{p_{12}}{p_{20}} = 3,5.$$

По формуле (8.22) находим

$$\frac{V_{y_2}}{V_{y_1}} = \frac{3,5^2 - 2^2}{3,5^2 - 1} = 0,73.$$

Следовательно,

$$V_{y_2} = 0,73 \cdot 120 = 88 \text{ м/сек.}$$

Очевидно, подъем при $n_y = 2$ возможен лишь до боевого потолка, соответствующего этой перегрузке, т. е. крену 60° . По таблице на стр. 189 он ниже статического потолка на 4,4 км.

В тех случаях, когда трудно определить величину $n_{y_{\text{пред}}}$ для данной высоты и данной скорости, можно расчет вести иначе. Из формулы (7.05) имеем

$$V_{y_1} - V_{y_2} = V(n_{x_1} - n_{x_2}) = aM(n_{x_1} - n_{x_2}),$$

а из формулы (5.13), считая $n_{y_1} = 1$, получаем

$$n_{x_1} - n_{x_2} = \frac{A \frac{G}{S}}{0,7pM^2} (n_{y_2}^2 - 1).$$

Следовательно, уменьшение вертикальной скорости равно

$$V_{y_1} - V_{y_2} = \frac{Aa \frac{G}{S}}{0,7pM} (n_{y_2}^2 - 1). \quad (8.23)$$

Для подсчетов по этой формуле нужно знать величину показателя индуктивности A при данном числе M .

Из формул (8.22) и (8.23) следует, что на малых и средних высотах, где предельная перегрузка и давление воздуха велики, искривление траектории, достигаемое созданием некоторой перегрузки n_{y_2} , сравнительно слабо влияет на скороподъемность.

Физически это объясняется тем, что при малых углах атаки прирост лобового сопротивления за счет увеличения подъемной силы невелик, а к тому же при большой избыточной тяге он оказывает малое влияние на величину последней.

§ 21. Особенности выполнения петли Нестерова и полупетли на больших высотах и скоростях

При выполнении восходящего маневра скорость самолета уменьшается. Важно, чтобы в верхней точке траектории скорост-

ной напор был достаточным для обеспечения управляемости самолета. Чем на большей высоте будет находиться самолет в верхней точке, тем выше должна быть и скорость, соответствующая этому скоростному напору. Если начинать полупетлю при одной и той же скорости на разных высотах, то допустимая разность скоростей ΔV в нижней и верхней точках тем меньше, чем больше конечная, а значит, и начальная высота. Поэтому возможный прирост высоты, как это видно из формулы (8.21), уменьшается с увеличением начальной высоты маневра.

Но чтобы выполнить полупетлю с меньшим набором высоты, т. е. с меньшими радиусами, нужно создать повышенные перегрузки, а на больших высотах располагаемые перегрузки, наоборот, малы. Получается противоречие: нужно выполнить маневр с малым набором высоты во избежание недопустимой потери скорости, а требующуюся для этого большую перегрузку создать трудно из-за малой плотности воздуха. Поэтому для каждого самолета существует наибольшая допустимая высота ввода в петлю. Теперь рассмотрим, какое влияние на выполнение петли оказывает скорость самолета при вводе.

Из сказанного выше ясно, что полупетлю и петлю нельзя выполнить, если начальная скорость лишь незначительно превышает скорость, минимально допустимую в верхней точке. Опыт и расчеты показывают, что она должна превышать последнюю по крайней мере в 2—2,5 раза. Казалось бы, чем выше начальная скорость, тем проще и безопаснее выполнение петли. Но это справедливо лишь до известного предела. Разберем такой пример. Пусть самолет вводится у земли в петлю № 1 на скорости 200 м/сек, а скорость в верхней точке 100 м/сек, тогда по формуле (8.21), считая тягу равной сопротивлению, получим $\Delta H_1 = 1530$ м.

Выполним петлю № 2, при вводе в которую скорость равна 400 м/сек (также у земли), причем скорость в верхней точке 200 м/сек. Если сохранить везде такие же перегрузки, как и на петле № 1, то все радиусы, а следовательно, и разность высот в верхней и нижней точках возрастут пропорционально V^2 , т. е. вчетверо, и $\Delta H_2 = 1530 \cdot 4 = 6120$ м. Такой же результат получится и по формуле (8.21).

Итак, верхняя точка петли № 2 будет находиться на 4590 м выше, чем петли № 1.

В таблице стандартной атмосферы находим, что этому превышению соответствует уменьшение плотности в 1,7 раза. Но скорость в верхней точке петли № 2 больше в два раза. В итоге, несмотря на меньшую плотность, скоростной напор будет больше, чем у петли № 1, в $2^2 : 1,7 = 2,35$ раза, что, конечно, повышает безопасность полета.

Теперь возьмем петлю № 3, при вводе в которую (и во всех остальных точках) скорости вдвое больше, чем у петли № 2. Набор высоты теперь равен $\Delta H_3 = 6120 \cdot 4 = 24\,480$ м. Но на этой высоте плотность воздуха меньше, чем на высоте 6120 м, в 16 раз,

и скоростной напор в верхней точке петли № 3 получится меньше, чем у петли № 2, в $16:2^2=4$ раза (он даже меньше, чем у петли № 1).

Итак, мы видим, что повышение начальной скорости до известного предела улучшает условия выполнения петли, но затем из-за увеличения габаритов петли самолет попадает в столь разреженную среду, что скоростной напор может оказаться недостаточным для создания нужной перегрузки и завершения маневра.

Отсюда следует вывод, что для достаточно больших сверхзвуковых скоростей полета такие маневры, как петля Нестерова и полупетля, становятся невыполнимыми и типичным восходящим маневром становится относительно пологая горка.

§ 22. Приближенный расчет противозенитного маневра по высоте и курсу

В ходе противозенитного маневра самолет выполняет криволинейный полет, постепенно отклоняясь от первоначального пути. Величину этого отклонения можно упрощенно рассчитать следующим образом. Для искривления траектории летчик создает поперечную силу. Поскольку противозенитный маневр обычно кратковременен, можно приближенно считать, что эта сила все время направлена перпендикулярно к первоначальной прямолинейной траектории. Под действием постоянной поперечной силы возникает равноускоренное движение самолета в поперечном направлении (вверх, вниз, вправо, влево). Скорость и путь поперечного движения находятся по обычным формулам равноускоренного движения:

$$\left. \begin{aligned} V_{\pi} &= j_{\pi} t; \\ s_{\pi} &= \frac{j_{\pi} t^2}{2}, \end{aligned} \right\} \quad (8.24)$$

где t — продолжительность действия поперечной силы.

Ускорение рассчитывается по формуле (5.02), выражающей второй закон Ньютона.

Для маневра по высоте поперечная сила, направленная вверх, равна разности $Y - G$, поэтому

$$j_{\pi} = g(n_y - 1). \quad (8.25)$$

Для маневра по курсу

$$j_{\pi} = g \operatorname{tg} \gamma = g \sqrt{n_y^2 - 1}. \quad (8.26)$$

Пример 1. Самолет выполняет противозенитный маневр по курсу с креном $\gamma=45^\circ$. На каком расстоянии от первоначальной линии пути он окажется через 5 сек после начала маневра (затратой времени на накренение и создание перегрузки пренебречь)?

По формулам (8.24) и (8.26)

$$s_{\pi} = \frac{g \operatorname{tg} \gamma \cdot t^2}{2} = \frac{9,81 \cdot 1 \cdot 5^2}{2} = 122 \text{ м.}$$

Пример 2. На сверхзвуковом самолете, летящем горизонтально, необходимо выполнить противозенитный маневр по высоте на $\Delta H = 500$ м (рис. 8.21) за время $t = 16$ сек. Найти вертикальную скорость самолета V_{yB} в точке B и требуемую перегрузку n_{yAB} на участке AB , если известно, что на участке BC $n_{yBC} = 0$.

Решение:

1) На участке AB самолет движется с постоянным вертикальным ускорением, т. е. вертикальная скорость равномерно нарастает от нуля до V_{yB} . Зна-

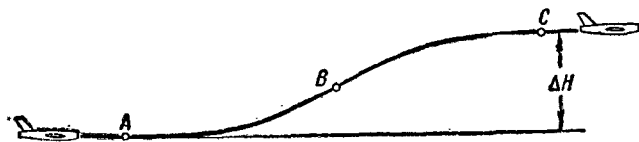


Рис. 8.21. Противозенитный маневр по высоте

чит, средняя вертикальная скорость на этом участке равна

$$V_{y\text{ср}} = \frac{V_{yB}}{2}.$$

Такова же средняя вертикальная скорость и на участке BC (где она равномерно убывает от V_{yB} до нуля), а следовательно, и на всем маневре ABC . Но

$$V_{y\text{ср}} = \frac{\Delta H}{t},$$

откуда

$$V_{yB} = 2 \frac{\Delta H}{t} = 2 \cdot \frac{500}{16} = 62,5 \text{ м/сек.}$$

2) На участке BC вертикальное ускорение согласно формуле (8.25) равно

$$j_{nBC} = g(n_{yBC} - 1) = 9,81 (0 - 1) = -9,81 \text{ м/сек}^2.$$

Поэтому продолжительность маневра на участке BC , где происходит погашение вертикальной скорости от V_{yB} до нуля, равно

$$t_{BC} = \frac{0 - V_{yB}}{j_{nBC}} = \frac{0 - 62,5}{-9,81} = 6,4 \text{ сек.}$$

Значит, продолжительность маневра на участке AB равна

$$t_{AB} = 16 - 6,4 = 9,6 \text{ сек.}$$

поэтому вертикальное ускорение на этом участке равно

$$j_{nAB} = \frac{V_{yB}}{t_{AB}} = \frac{62,5}{9,6} = 6,5 \text{ м/сек}^2.$$

Теперь по формуле (8.25) находим

$$n_{yAB} = \frac{j_{nAB}}{g} + 1 = \frac{6,5}{9,81} + 1 = 1,66.$$

Интересно отметить, что смещение самолета относительно первоначальной траектории не зависит от скорости полета (если искривление траектории невелико).

Такой метод расчета можно использовать вообще для расчета маневров с небольшими (до $25-30^\circ$) углами поворота траектории.

Пример. Летчик разогнал самолет в горизонтальном полете до скорости, необходимой для установившегося подъема с $V_y = 80$ м/сек. Сколько времени и высоты потребуется для перехода в этот режим набора высоты, если использовать перегрузку $n_y = 1,5$?

По формулам (8.25) и (8.24)

$$t = \frac{V_y}{j_n} = \frac{V_y}{g(n_y - 1)} = \frac{80}{9,81(1,5 - 1)} = 16,3 \text{ сек.}$$

За это время набор высоты составит

$$\Delta H = \frac{V_y}{2} t = \frac{80}{2} \cdot 16,3 = 650 \text{ м.}$$

Для сверхзвуковых самолетов, имеющих высокие вертикальные скорости, на установление режима набора высоты может потребоваться значительное время. Обычно переход в набор высоты начинается до окончания разгона.

§ 23. Использование маневра в вертикальной плоскости для увеличения средней горизонтальной скорости

Иногда, например с целью догона противника, требуется повысить среднюю скорость самолета на некотором участке. Для этого бывает выгодно использовать маневр «волна вниз» (рис. 8.22).

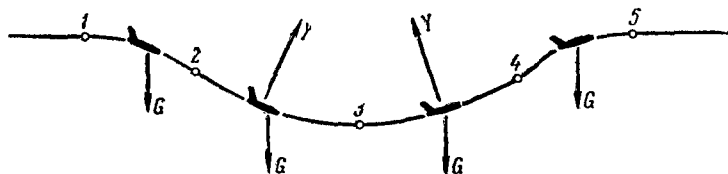


Рис. 8.22. Маневр «волна вниз» для повышения средней горизонтальной скорости

Рассмотрим упрощенный случай, изображенный на рисунке: в продолжение всего маневра тяга равна лобовому сопротивлению ($n_x = 0$); на участках 1—2 и 4—5 подъемная сила равна нулю ($n_y = 0$).

Если бы самолет летел горизонтально, то его скорость при $n_x = 0$ оставалась бы неизменной и равной скорости V_1 в точке 1.

Теперь посмотрим, как будет изменяться в процессе полета по волне не полная скорость самолета, а ее горизонтальная состав-

ляющая V_x . На участке 1—2 на самолет действует только вертикальная сила G , она будет создавать вертикальное ускорение вниз и увеличивать вертикальную скорость. Горизонтальное ускорение равно нулю, и горизонтальная составляющая скорости остается постоянной: $V_{x_{1-2}} = V_1$.

На участке 2—3 летчик создает подъемную силу $Y > G$ для погашения вертикальной скорости снижения. Но эта сила наклонена, и ее горизонтальная составляющая создает ускорение, повышающее величину V_x . В точке 3 значение V_x достигает максимума. Итак, на участке 2—3 средняя величина V_x больше скорости V_1 . На участке 3—4 горизонтальная составляющая подъемной силы направлена назад и уменьшает величину V_x . Если маневр симметричный, то в точке 4 скорость будет такая же, как в точке 2. Средние скорости на участках 3—4 и 2—3 равны, а на участках 4—5 и 1—2 горизонтальные составляющие скорости постоянны и равны V_1 .

Итак, на двух участках горизонтальная скорость равна V_1 , а на двух — выше V_1 . Следовательно, средняя горизонтальная скорость самолета при маневре «волна вниз» больше, чем в горизонтальном полете.

Действительная картина несколько сложнее: при нулевой перегрузке n_y , как правило, $n_x > 0$, что приводит к нарастанию V_x на участках 1—2 и 4—5, а повышение индуктивного сопротивления уменьшает прирост V_x на участке 2—3 и усиливает погашение V_x на участке 3—4. С другой стороны, средняя высота полета по волне меньше, чем исходная, а это повышает избыточную тягу и максимальную скорость (в стратосфере) и увеличивает выигрыш в скорости при выполнении этого маневра.

Волну вниз есть смысл применять в основном при догоне, особенно в тех случаях, когда скорость истребителя мало превышает скорость цели. Пусть, например, скорость цели равна 1700 км/час, а скорость истребителя 1800 км/час. Тогда при дистанции 3000 м время догона равно:

$$t_{\text{дог}} = \frac{3000 \cdot 3,6}{1800 - 1700} = 108 \text{ сек.}$$

Если за счет волны вниз средняя скорость истребителя может быть увеличена на 100 км/час, т. е. всего на 5,5%, то разность скоростей истребителя и цели увеличится со 100 км/час до 200 км/час и время догона уменьшится вдвое.

Расчеты показывают, что волну длительностью менее 50 сек при сверхзвуковых скоростях выполнять нецелесообразно, так как получается небольшой наклон траектории и прирост скорости невелик. Волна длительностью свыше 100 сек увеличит среднюю скорость на 8—10% и более, однако ее глубина может превысить 3—5 км, что практически неудобно. Наивыгоднейший наклон траектории тем больше, чем продолжительнее волна и чем меньше

скорость самолета: если волна непродолжительна или скорость самолета очень велика, то на участке 1—2 траектория не успеет сильно искривиться, а искусственное продление этого участка заставит сократить участки 2—3 и 3—4, что вызовет создание чересчур больших перегрузок. В качестве примера можно указать, что при скорости 1800 км/час и длительности волны 100 сек наивыгоднейший наклон траектории в точке 2 равен 20—25°; при этом перегрузка n_y на участках 1—2 и 3—4 несколько больше нуля, а на участках 2—3 и 3—4 немного меньше двух. По времени все участки должны быть примерно одинаковы.

§ 24. Динамические высоты. Динамический потолок

В режиме установившегося подъема нельзя подняться выше статического потолка. Однако в горизонтальном полете на статическом потолке или вблизи него самолет обладает кинетической энергией (кинетической высотой), используя которую можно набрать дополнительную высоту с помощью восходящего маневра. Такой подъем называют динамическим, а высоты, большие статического потолка и набираемые таким способом, — динамическими высотами. Превышение динамической высоты над статическим потолком зависит от ряда факторов, главными из которых являются скорость и высота в начале динамического подъема и скорость в конце его.

Наибольшая динамическая высота, в момент выхода на которую самолет имеет скорость, минимально необходимую для сохранения управляемости, называется его динамическим потолком.

Во всех дальнейших рассуждениях предполагается, что в процессе динамического подъема и полета на динамических высотах двигатель работает на том же режиме располагаемой тяги (максимальном или форсажном), который используется для установившегося полета на статическом потолке.

Установившийся полет на динамических высотах невозможен: он возможен только на статическом потолке и ниже. Но в течение некоторого времени, постепенно теряя скорость, на динамической высоте можно лететь как по прямой, так и с разворотом. Чем ближе к динамическому потолку, тем это время меньше, а для динамического потолка оно равно нулю.

Для приближенного расчета динамического потолка можно принять, что при динамическом подъеме избыточная тяга в среднем равна нулю, т. е. $H_a = \text{const}$, а скорость на динамическом потолке равна минимально допустимой скорости горизонтального полета.

Тогда можно воспользоваться формулой (8.21), но это трудно, так как заранее не известна величина ΔV , поскольку минимально допустимая скорость зависит от высоты, которую мы ищем. Удобнее воспользоваться сеткой энергетических высот (рис. 5.10), на

которую нужно предварительно нанести линии минимально допустимой и максимальной скоростей горизонтального полета данного самолета (рис. 8.23).

Для выхода на динамический потолок необходимо начинать маневр с такого режима, при котором величина H_0 максимальна.

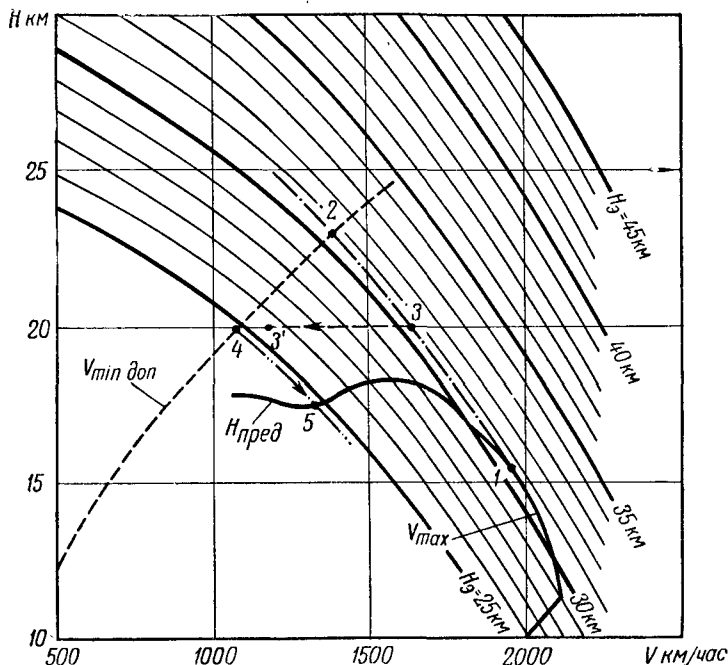


Рис. 8.23. Приближенное определение динамического потолка: 1 — начало динамического подъема; 2 — динамический потолок; $H_{пред}$ — кривая предельных высот установившегося горизонтального полета; кривые H_0 — универсальные; кривые $V_{min доп}$, V_{max} и $H_{пред}$ — для конкретного самолета

Как видим из рисунка, этот режим соответствует полету с максимальной скоростью на высоте, меньшей статического потолка (на графике это высота 15—16 км¹, где $H_0=30,7$ км — точка 1, в то время как статический потолок равен 18,5 км).

Динамический потолок определяется точкой пересечения линий $V_{min доп}$ и $H_0=const$ (на графике — точка 2, соответствующая высоте 23 км и скорости 1400 км/час).

Результат такого расчета получается несколько завышенным, так как часть кинетической высоты теряется на преодоление некоторого избытка сопротивления над тягой.

¹ Фактически выгодно начинать динамический подъем с еще меньшей высоты, так как при вводе в горку снизится прирост индуктивного сопротивления, поскольку в более плотном воздухе требуется меньшее увеличение угла атаки.

Наилучшим маневром для динамического подъема является горка с перегрузкой при вводе около двух и при выводе около нуля. Боевой разворот применять невыгодно, так как он требует повышенной перегрузки, что увеличивает лобовое сопротивление.

Большие возможности сверхзвуковых самолетов по динамическому подъему объясняются главным образом большим превышением скорости полета на статическом потолке над минимально допустимой скоростью, когда статический потолок сверхзвуковой. У дозвуковых самолетов эти скорости близки между собой и разность между динамическим потолком и статическим редко превышает тысячу метров.

Расчет продолжительности горизонтального полета на динамической высоте сводится к обычному расчету времени торможения.

Пример. Рассчитать продолжительность горизонтального полета с полной тягой на высоте 20 км для самолета, статический потолок которого равен 18,5 км (рис. 8.23).

Из графика видно, что самолет будет терять скорость с 1640 (точка 3) до 1100 км/час (точка 4). Для расчета продольной перегрузки воспользуемся кривыми на рис. 5.12, относящимися к данному сверхзвуковому самолету.

По графику на рис. 5.11 для $\Delta H = 20 - 11 = 9$ км $\frac{P_{11}}{P_{20}} = 4,15$. Поэтому берем на рис. 5.12 кривую Q для $n_y = 4,15$, а избыточные тяги уменьшаем в 4,15 раза (см. гл. 5, § 12).

Расчет сводим в следующую таблицу:

№ строки	Величина	Размерность	Как находим	Значения величин			
1	Скорость V	км/час	Задаемся	1640	1500	1300	1100
2	Число M	—	$M = \frac{V}{1063}$	1,54	1,41	1,22	1,03
3	$P - Q$	кг	По графику на рис. 5.12; уменьшаем в 4,15 раза	— 385	— 480	— 770	— 965
4	$J_{пр}$	м/сек ²	$J_{пр} = 9,81 \frac{P - Q}{10000}$	—0,0378	—0,0470	—0,0755	—0,0945
5	ΔV	м/сек	Разность величин из строки № 1 делим на 3,6	—38,9	—55,5	—55,5	
6	$J_{ср}$	м/сек ²	Полусумма величин из строки № 4	—0,0424	—0,0612	—0,0850	
7	Δt	сек	$\Delta t = \frac{\Delta V}{J_{ср}}$	92	91	65	

Искомое время равно $92 + 91 + 65 = 248 \text{ сек} = 4 \text{ мин } 08 \text{ сек}$. На большей динамической высоте время получится меньшим из-за снижения запаса скорости и более интенсивного торможения.

Еще раз подчеркнем, что полученный результат является приближенным; он несколько завышен, так как за время динамического подъема часть энергии затратится на преодоление избыточного сопротивления и скорость в точке 3 будет меньше 1640 км/час .

Как видно из примера, продолжительность пребывания сверхзвукового самолета на динамических высотах может быть довольно большой. При выполнении разворота торможение усиливается и время сокращается. Если разворачиваться с очень малым креном, то время получается почти такое же, как в прямолинейном полете, но угол разворота будет сравнительно мал, так

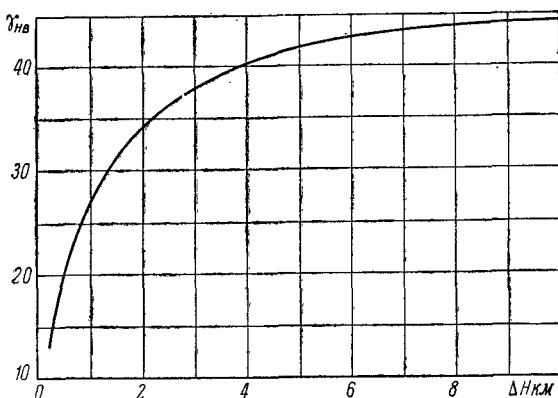


Рис. 8.24. Наивыгоднейшие углы крена разворотов на динамических высотах (ΔH — разность между высотой полета и предельной высотой горизонтального установившегося полета самолета с данной скоростью)

как невелика угловая скорость. При больших кренах очень быстро теряется скорость и угол разворота опять-таки невелик из-за малого времени. Существуют некоторые наивыгоднейшие углы крена, при которых достигается наименьшая потеря скорости на каждый градус угла разворота и тем самым наибольший угол разворота на динамической высоте. Чем больше динамическая высота превосходит предельную высоту установившегося полета с данной скоростью, тем больше наивыгоднейший крен. Его величину можно определить по графику на рис. 8.24, расчет которого мы здесь не приводим. Для нашего примера (рис. 8.23) на высоте 20 км наивыгоднейший угол крена в начале разворота ($V=1640 \text{ км/час}$, точка 3), когда $\Delta H=1,5 \text{ км}$, равен 31° , а к концу, когда $\Delta H=2,5 \text{ км}$, — около 37° . Разумеется, наивыгоднейший крен можно использовать только в том случае, когда он не больше рас-

полагаемого угла крена, соответствующего располагаемой перегрузке в данных условиях полета (см. гл. 5, § 8). Если динамическая высота очень близка к динамическому потолку или скорость близка к минимально допустимой, то располагаемый крен мал.

Располагаемый угол крена γ_p можно определить с помощью следующей таблицы, рассчитанной для условий стратосферы:

$H_{\text{зап}}, \text{ м}$	200	400	600	800	1000	1200	1400	1600	1800	2000
γ_p°	14	20	24	28	31	34	37	39	41	43

Здесь под запасом высоты $H_{\text{зап}}$ понимается разность между той высотой, где скорость, которую имеет самолет в данный момент, была бы минимально допустимой, и высотой, на которой действительно находится самолет. К примеру, при скорости 1180 км/час (рис. 8.23, точка 3) у нашего самолета запас высоты, выражаемый расстоянием по вертикали до кривой $V_{\text{min доп}}$, равен 900 м, что соответствует $\gamma_p = 30^\circ$. Значит, наивыгоднейший крен 37° , найденный нами выше, в данном случае создать нельзя.

Расчеты показывают, что при развороте с наивыгоднейшим углом крена на динамической высоте самолет теряет скорость вдвое быстрее, чем в прямолинейном горизонтальном полете. Тем не менее, углы разворота на динамических высотах могут выражаться несколькими десятками градусов.

Когда летчик до конца использовал на динамической высоте имевшийся запас скорости, самолет перейдет на снижение. Чтобы не происходило дальнейшего уменьшения энергии, целесообразно уменьшить угол атаки до нуля — при этом самолет движется по баллистической траектории; $n_y = 0$, продольная перегрузка близка к нулю (на рис. 8.23 — линия 4—5). Установившийся горизонтальный полет станет возможным после достижения предельной высоты (точка 5), т. е. в данном случае высоты 17,5 км.

§ 25. Использование форсажа, ускорителей и воздушных тормозов для улучшения маневренности

Повышение тяги за счет включения форсажа или ракетных ускорителей оказывает следующее влияние на маневренные свойства самолета:

1. За счет повышения продольной перегрузки n_x можно осуществлять более быстрый разгон или подъем самолета.
2. За счет повышения предельной по тяге перегрузки n_y можно выполнять более энергичные длительные развороты и другие криволинейные маневры без потери механической энергии.
3. Длительные развороты с данной перегрузкой можно выполнять на больших высотах.

4. Увеличиваются боевой и динамический потолки по сравнению с соответствующими потолками на бесфорсажном режиме.

Воздушные тормозные щитки применяются в тех случаях, когда нужно быстро потерять механическую энергию самолета (скорость при постоянной высоте, высоту при постоянной скорости, одновременно скорость и высоту). Например, быстрое погашение скорости может быть тактически выгодным для увеличения времени атаки воздушной цели.

Необходимо иметь в виду, что потеря механической энергии снижает способность самолета к выполнению восходящих маневров, затрудняет догон противника и выход из боя. Поэтому во всех случаях, когда это возможно, предпочтительнее гасить скорость с помощью крутого подъема. Правда, у сверхзвуковых самолетов, как мы видели, возможности такого изменения скорости довольно ограничены.

Рассмотрим на примерах влияние повышения тяги на маневренность самолета.

1. На режиме частичного форсажа разгон самолета весом 10 000 кг от $V_1 = 1000$ км/час до $V_2 = 1500$ км/час продолжается 1,5 мин. На сколько секунд сократится это время, если использовать полный форсаж, повышающий тягу (по сравнению с частичным форсажем) в пределах указанных скоростей в среднем на 800 кг?

Для точного расчета (по участкам) имеющихся данных недостаточно. Решаем задачу приближенно. Новое время разгона равно

$$t_{\text{разг}_2} = \frac{V_2 - V_1}{j_{\text{ср}_2}} = \frac{V_2 - V_1}{j_{\text{ср}_1} + \Delta j},$$

где

$$j_{\text{ср}_1} = \frac{V_2 - V_1}{t_{\text{разг}_1}} = \frac{1500 - 1000}{3,6 \cdot 1,5 \cdot 60} = 1,54 \text{ м/сек}^2;$$

Δj — добавочное ускорение, создаваемое приростом тяги за счет перехода от частичного форсажа к полному;

$$\Delta j = g \frac{\Delta P_{\Phi}}{G} = 9,81 \frac{800}{10000} = 0,78 \text{ м/сек}^2.$$

Следовательно,

$$t_{\text{разг}_2} = \frac{1500 - 1000}{3,6(1,54 + 0,78)} = 60 \text{ сек.}$$

Таким образом, время разгона сокращается на 30 сек, или в 1,5 раза.

2. У самолета, имеющего площадь крыла $S = 40$ м² и вес $G = 12 000$ кг, угол крена предельного установившегося разворота при $M = 2$ на $H = 18 000$ м равен 30°. Определить возможное увеличение угла крена за счет включения ускорителя, создающего тягу $P_{\text{уск}} = 2000$ кг,

Если обозначить перегрузку установившегося разворота до включения ускорителя через n_y , то при включении ускорителя появится продольная перегрузка, которая по формуле (5.13) равна

$$n_x = \frac{A \cdot \frac{G}{S}}{0,7pM^2} (n_{y\text{пред}}^2 - n_y^2),$$

где $n_{y\text{пред}}$ — предельная по тяге перегрузка с включенным ускорителем,

Но продольная перегрузка n_x создается силой $P_{\text{уск}}$ и равна

$$n_x = \frac{P_{\text{уск}}}{G};$$

следовательно,

$$\frac{P_{\text{уск}}}{G} = \frac{A \cdot \frac{G}{S}}{0,7pM^2} (n_{y\text{пред}}^2 - n_y^2),$$

откуда

$$n_{y\text{пред}} = \sqrt{\frac{0,7pM^2P_{\text{уск}}S}{AG^2} + n_y^2}.$$

Определяем недостающие величины. Из таблицы стандартной атмосферы $p = 765 \text{ кг/м}^2$; показатель индуктивности A определяем по формуле (2.16) с поправкой на 15%:

$$A = 1,15 \sqrt{\frac{M^2 - 1}{4}} = 1,15 \frac{\sqrt{2^2 - 1}}{4} = 0,5.$$

Для определения n_y воспользуемся формулой (8.02)

$$n_y = \frac{1}{\cos \gamma} = \frac{1}{\cos 30^\circ} = 1,15.$$

Подставив полученные величины, найдем

$$n_{y\text{пред}} = \sqrt{\frac{0,7 \cdot 765 \cdot 2^2 \cdot 2000 \cdot 40}{0,5 \cdot 12000^2} + 1,15^2} = 1,92.$$

С помощью формулы (8.02) находим, что этой перегрузке соответствует угол крена $\gamma_{\text{пред}} = 59^\circ$.

Расчеты по формулам (8.06) и (8.08) показывают, что увеличение угла крена с 30° до 59° вызывает уменьшение радиуса и повышение угловой скорости разворота почти в три раза.

§ 26. Маневренность строя самолетов

Маневренность строя всегда хуже маневренности одиночного самолета. Объясняется это тем, что ведущий самолет, движение которого и определяет движение строя в целом, не может использовать при маневре такие же ускорения (продольные и поперечные), как в одиночном полете, поскольку ведомые должны иметь

резерв ускорений для парирования случайных отклонений от заданного места в строю.

При разгоне строя располагаемая тяга ведущего меньше, чем в одиночном полете, на величину минимально необходимого резерва тяги, а при торможении тяга ведущего должна быть больше тяги малого газа.

Разворот строем можно выполнять по-разному. В истребительной авиации мелкие группы часто применяют разворот спо-

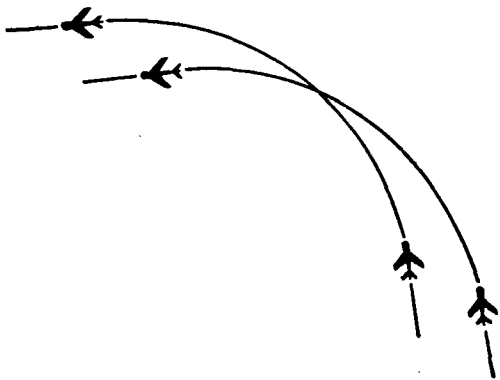


Рис. 8.25. Разворот „все вдруг“

собом «все вдруг» (рис. 8.25). При таком способе каждый самолет разворачивается, как в одиночном полете, причем для безопасности необходимо, чтобы траектории всех самолетов были одинаковы. Неизбежное при этом перестроение затрудняет зрительную связь, делает подобный разворот небезопасным для более крупных строев и, кроме того, нарушает первоначальное построение группы. Зато маневренность группы при развороте «все вдруг» близка к маневренности одиночного самолета: она несколько ухудшается лишь за счет необходимости сохранить резерв перегрузки на случай доворотов во избежание столкновения.

Более значительное ухудшение маневренности получается при разворотах способом «захождение» (рис. 8.26), когда построение сохраняется неизменным, а радиусы траекторий и скорости отдельных самолетов неодинаковы. При вводе строя в разворот внешние ведомые должны выполнить разгон, а внутренние торможение, при выводе — наоборот. Это существенно удлиняет полное время разворота. Кроме того, на установившемся участке разворота ведущему нельзя разворачиваться с такими же высокими перегрузками, как в одиночном полете, из-за дополнительных ограничений (по тяге и физиологических). Предельная по тяге

перегрузка уменьшается потому, что, во-первых, внешним ведомым нужен резерв тяги для поддержания повышенной скорости

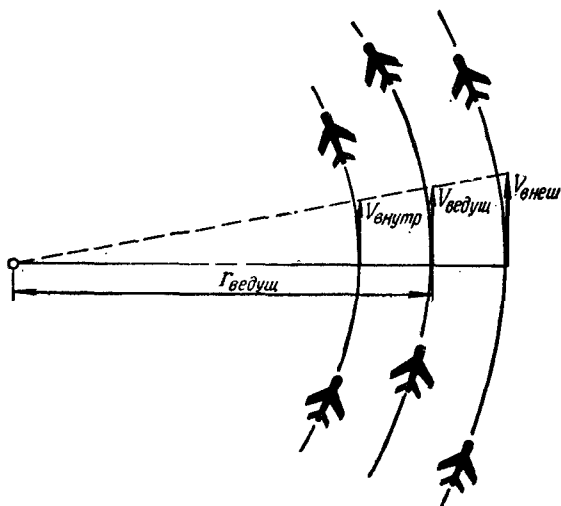


Рис. 8.26. Разворот группы самолетов способом „захождение“

и, во-вторых, все ведомые должны иметь резерв тяги для устранения случайных нарушений дистанции. Физиологический предел перегрузки приходится снижать для обеспечения безопасности полета в строю.

★

Г Л А В А 9

ДАЛЬНОСТЬ И ПРОДОЛЖИТЕЛЬНОСТЬ ПОЛЕТА

Существуют различные понятия дальности полета.

Техническая дальность — горизонтальный путь, проходимый самолетом при наборе высоты, горизонтальном полете и планировании до полного выгорания топлива.

Практическая дальность меньше технической, так как при ее определении предусматривается гарантийный запас топлива в 7—10% заправки.

Тактическая дальность еще меньше практической. При ее определении учитываются запасы топлива для воздушного боя или полета в районе цели, а также на выполнение других задач, не связанных с продвижением по маршруту и зависящих от боевой и метеорологической обстановки, условий базирования и характера задания.

Аналогичные понятия применимы и для продолжительности полета. Часто вместо тактической дальности определяют тактический радиус действия — наибольшее расстояние, пролетов которое при выполнении задания самолет (или группа) может без промежуточной посадки возвратиться на аэродром вылета.

Дальность и продолжительность полета зависят от запаса топлива в баках и от его расхода.

§ 1. Расход топлива

При расчете дальности и продолжительности полета мы встречаемся со следующими видами расхода топлива:

— часовой расход топлива $c_{\text{час}}$ — расход топлива в килограммах на все двигатели самолета за один час;

— километровый расход топлива q — расход топлива в килограммах на 1 км воздушного пути.

Иногда расходы топлива измеряются в литрах.

Часовой расход топлива зависит от тяги, развиваемой двигателем, и от экономичности двигателя (удельного расхода):

$$c_{\text{час}} = P c_p, \quad (9.01)$$

где P — тяга, развиваемая двигательной установкой, кг;

c_p — удельный расход топлива, $\frac{\text{кг/час}}{\text{кг тяги}}$

По формуле (9.01) можно рассчитать часовой расход в полете. Для определения c_p необходимо использовать данные испытаний двигателя, а для определения потребной тяги — аэродинамические характеристики самолета.

Такой способ вычисления часового расхода топлива довольно сложен и недостаточно надежен, так как удельный расход топлива, определенный испытаниями в лабораторных условиях, может в условиях полета иметь несколько иную величину, да и аэродинамические характеристики самолета могут отличаться от расчетных.

Для практических расчетов предпочитают пользоваться данными о часовом расходе, полученными в результате летных испытаний. При наличии таких данных знать удельный расход топлива для расчета не нужно.

Если для заданной скорости полета определен (расчетом или летными испытаниями) часовой расход, то легко подсчитать и километровый расход по формуле

$$q = \frac{c_{\text{час}}}{3,6V}, \quad (9.02)$$

где V — истинная скорость полета, м/сек,
или

$$q = \frac{c_{\text{час}}}{V},$$

где V — истинная скорость, км/час.

§ 2. Определение дальности и продолжительности горизонтального полета по километровому и часовому расходам топлива

Зная часовой и километровый расходы топлива (или один из них и истинную скорость полета), можно для заданного располагаемого запаса топлива определить дальность и продолжительность полета.

Дальность горизонтального полета (воздушный путь) равна

$$L_r = \frac{G_{\text{т.г}}}{q} \text{ км.} \quad (9.03)$$

Продолжительность горизонтального полета

$$t_r = \frac{G_{\text{т.г}}}{c_{\text{час}}} \text{ час.} \quad (9.04)$$

Здесь $G_{т.г}$ — располагаемый запас топлива для горизонтального полета; он всегда меньше заправки, так как часть топлива расходуется на работу двигателей на земле, на взлет, посадку, набор высоты, сбор и т. д.

Можно также определить дальность полета по формуле

$$L_r = t_r V. \quad (9.05)$$

Пример 1. Определить дальность полета, если $G_{т.г} = 1200$ кг, а $q = 0,8$ кг/км.

Решение:

$$L_r = \frac{1200}{0,8} = 1500 \text{ км.}$$

Пример 2. При истинной скорости $V = 1000$ км/час $c_{час} = 1500$ кг/час. Определить дальность и продолжительность полета в безветрие, если $G_{т.г} = 3000$ кг.

Решение:

$$q = \frac{1500}{1000} = 1,5 \text{ кг/км;}$$

$$L_r = \frac{3000}{1,5} = 2000 \text{ км;}$$

$$t_r = \frac{3000}{1500} = 2 \text{ часа.}$$

Можно решить задачу иначе. Определив $t_r = 2$ часа, получим

$$L_r = 2 \cdot 1000 = 2000 \text{ км.}$$

§ 3. Факторы, влияющие на дальность и продолжительность горизонтального полета

В горизонтальном полете тяга P , развиваемая двигателем, равна лобовому сопротивлению Q_r , и формула часового расхода (9.01) приобретает вид

$$c_{час} = Q_r c_p. \quad (9.06)$$

Для километрового расхода получаем из формул (9.02) и (9.06) следующее выражение:

$$q = \frac{Q_r}{3,6V} \cdot c_p. \quad (9.07)$$

Выразив Q_r через вес и качество самолета по формуле (6.12), окончательно получим

$$q = G \frac{c_p}{3,6VK}. \quad (9.08)$$

Если считать километровый расход неизменным в течение всего полета, то из формул (9.03) и (9.08) можно получить формулу дальности горизонтального полета (в безветрие)

$$L_r = 3,6 \frac{G_{т.г}}{G} \cdot \frac{KV}{c_p}. \quad (9.09)$$

Аналогичную формулу можно получить и для продолжительности полета.

В течение полета километровый расход горючего непрерывно уменьшается вследствие уменьшения веса. При пользовании формулой дальности нужно брать средние значения G , K , V и c_p за полет (или за этап полета).

Из формулы (9.09) видно, что дальность полета зависит от ряда факторов, первый из которых — относительный вес топлива $\frac{G_{т.г}}{G}$. На его величину влияют как степень совершенства самолета, так и выбранный вариант загрузки. Второй фактор — аэродинамическое качество самолета K . С одной стороны, его величина определяется геометрическими формами самолета и состоянием его поверхности, а с другой — углом атаки и числом M , зависящими от скорости и высоты полета, а также от температуры воздуха. Третий фактор — скорость полета. Не следует думать, что увеличение скорости в горизонтальном полете обязательно приводит к пропорциональному возрастанию дальности, так как при этом изменяется и качество, а также не остается постоянным четвертый фактор — удельный расход топлива. Последний, кроме того, зависит от температуры воздуха, режима работы двигателя и совершенства двигателя.

Факторов, влияющих на дальность полета, значительно больше четырех перечисленных. Ниже мы подробнее остановимся на тех из них, которые связаны с характером задания и условиями полета.

§ 4. Влияние скорости на расход топлива в горизонтальном полете

Как видно из формулы (9.06), часовой расход топлива в горизонтальном полете зависит от потребной тяги Q_T и от удельного расхода c_p . Обе эти величины изменяются при изменении скорости.

Зависимость Q_T от скорости была рассмотрена в гл. 6 и изображается в виде кривой потребной тяги (рис. 9.01).

Факторы, влияющие на удельный расход, разобраны в гл. 4. В горизонтальном полете удельный расход c_p меняется по двум причинам: во-первых, непосредственно из-за изменения скорости, а, во-вторых, из-за изменения оборотов (тяги). Кривая изменения c_p (сплошная линия на рис. 9.02), построенная по данным кривых на рис. 4.06, 4.07 и 9.01 для горизонтального полета звукового истребителя у земли, показывает, что наибольший удельный расход получается при некоторой скорости, близкой к наивыгоднейшей, обозначенной на рис. 9.01.

Различный характер изменения c_p при увеличении скорости в горизонтальном полете от наивыгоднейшей до максимальной (сначала падение, затем возрастание) объясняется различной зависимостью c_p от тяги при малых и больших оборотах.

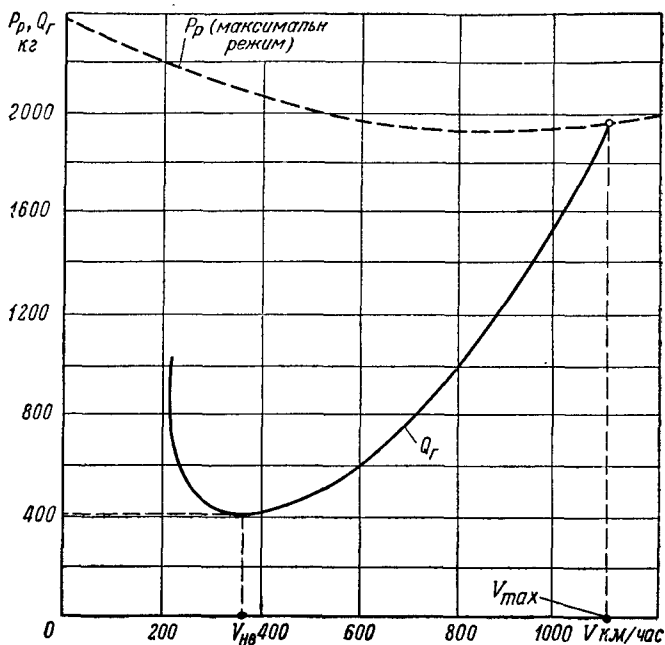


Рис. 9.01. Кривые потребной тяги для горизонтального полета и располагаемой тяги двигателя

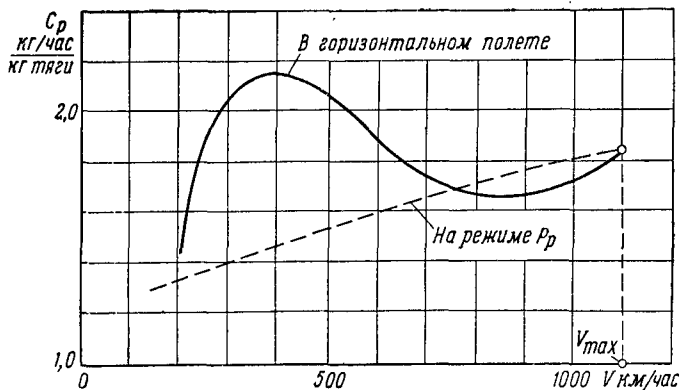


Рис. 9.02. Зависимость удельного расхода топлива от скорости полета

Если сопоставить степень изменения Q_T и c_P при изменении скорости, то окажется, что потребная тяга Q_T изменяется значительно сильнее. Поэтому кривая часового расхода топлива (рис. 9.03), которую легко получить из кривых Q_T и c_P с помощью формулы (9.06), получается похожей на кривую потребной тяги.

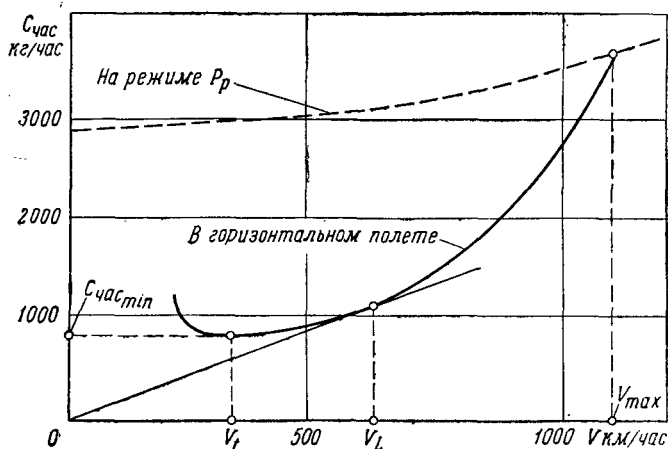


Рис. 9.03. Зависимость часового расхода топлива от скорости полета

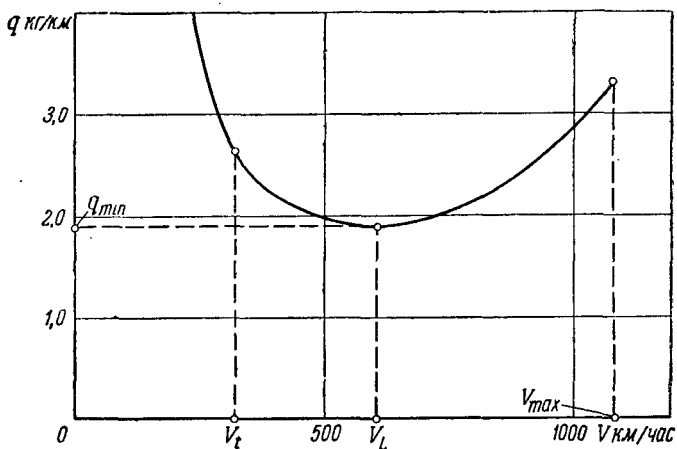


Рис. 9.04. Кривая километрового расхода топлива в горизонтальном полете

При некоторой скорости (обозначим ее V_t) часовой расход минимальный. Эта скорость почти совпадает с наиболее выгодной скоростью, при которой минимальна потребная тяга. Скорость V_t соответствует режиму максимальной продолжительности полета на данной высоте.

Полет на этом режиме вполне осуществим и безопасен в пилотажном отношении.

Рассмотрим влияние скорости на километровый расход. Имея кривую $c_{\text{час}}$, легко найти величину q при любой скорости, воспользовавшись формулой (9.02). Например, при $V=1000$ км/час (рис. 9.03) $c_{\text{час}}=2800$ кг/час, откуда $q=2800:1000=2,8$ кг/км.

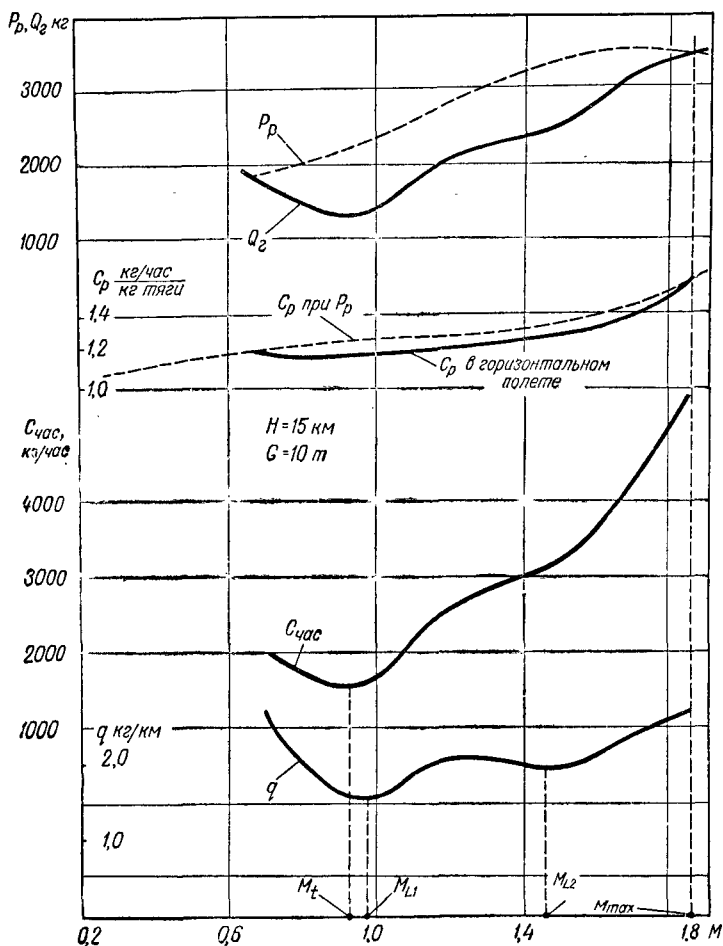


Рис. 9.05. Располагаемая тяга, сопротивление, удельный, часовой и километровый расходы в горизонтальном полете сверхзвукового самолета ($H=15$ км, $G=10$ т)

Прodelав такие расчеты для ряда скоростей, можно построить кривую q (рис. 9.04). При некоторой скорости V_L получается минимальный километровый расход топлива. Это — режим максимальной дальности для данной высоты полета.

Величину V_L нетрудно получить и без построения кривой q : достаточно провести из начала координат касательную к кривой часового расхода топлива (рис. 9.03). Легко убедиться в том, что при любой другой скорости величина q больше, чем при скорости, соответствующей этой точке касания.

Как видим, режим максимальной дальности является более скоростным, чем режим максимальной продолжительности: $V_L > V_t$.

На рис. 9.05 показаны расчетные кривые зависимости Q_r , c_p , $c_{\text{час}}$ и q от числа M в горизонтальном полете (ниже потолка на 3,5 км) для сверхзвукового самолета, кривые Q_r и P_r которого даны на рис. 6.06. Ввиду того что на данной высоте на всем

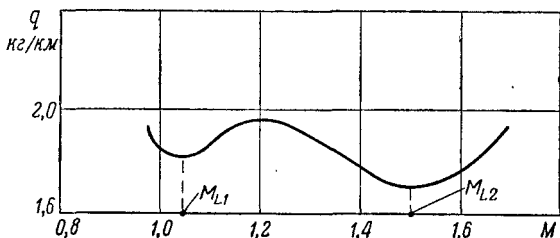


Рис. 9.06. Километровый расход топлива сверхзвукового самолета на высоте, близкой к потолку ($H = 17,3$ км)

диапазоне скоростей потребная тяга сравнительно мало отличается от располагаемой, удельные расходы в горизонтальном полете почти совпадают с удельными расходами полного газа. Особенности изменения потребной тяги приводят к тому, что километровый расход q в данном примере при увеличении скорости свыше $M = 1,25$ перестает возрастать и снова уменьшается.

Таким образом, на одной высоте могут быть два режима максимальной дальности: один околосвуковой (в нашем примере при $M_{L1} = 0,97$), другой сверхзвуковой (при $M_{L2} = 1,45$). Меньший километровый расход получился на околосвуковом режиме, однако это не обязательно: на высотах, близких к потолку, меньшим может оказаться сверхзвуковой минимум (рис. 9.06).

Если околосвуковой полет на данной высоте можно выполнять без форсажа, а сверхзвуковой только с форсажем, то километровый расход на околосвуковом режиме получается значительно меньшим, чем на сверхзвуковом режиме.

§ 5. Влияние высоты на расход топлива в горизонтальном полете

Величина часового расхода определяется по формуле (9.06). Рассматривая кривые потребной тяги для горизонтального полета на разных высотах (рис. 6.06), можно заметить, что

минимальная потребная тяга Q_r , которая на каждой высоте соответствует полету при $V_{нв}$, до некоторой высоты остается постоянной, когда же растущая с высотой наивыгоднейшая скорость превышает критическую, то дальнейшее увеличение высоты приводит к росту $Q_{г\ min}$.

Что касается удельного расхода c_p , то его величина с подъемом на высоту уменьшается: во-первых, вследствие падения температуры (в тропосфере) и, во-вторых, вследствие повышения числа оборотов для создания необходимой тяги двигателя.

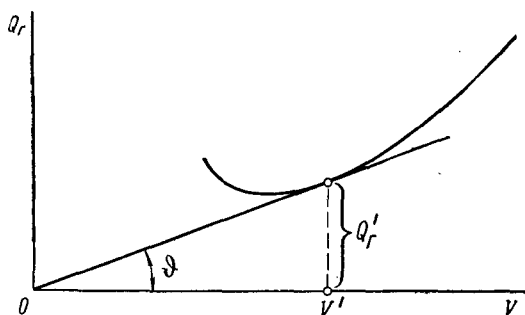


Рис. 9.07. Приближенное определение режима максимальной дальности полета

Из сказанного вытекает, что минимальный часовой расход по мере увеличения высоты должен падать, пока $V_{нв} < V_{кр}$, причем это падение связано исключительно с уменьшением c_p и поэтому после $H=11$ км замедляется. Когда же $Q_{г\ min}$ начинает расти вследствие волнового кризиса (на рис. 6.06 этот рост виден при

переходе от $H=11$ км к $H=15$ км), то падение $c_{час\ min}$ еще сильнее замедляется, а затем сменяется ростом.

При этом число M и истинная скорость, соответствующие режиму максимальной продолжительности полета, непрерывно увеличиваются с высотой, а приборная скорость практически остается неизменной (по крайней мере до начала волнового кризиса).

Для выяснения вопроса о влиянии высоты на километровый расход обратимся к формуле (9.07)

$$q = \frac{Q_r}{3,6V} c_p.$$

Если пренебречь изменением c_p , то можно считать, что на каждой высоте наименьший километровый расход соответствует минимальной величине отношения $\frac{Q_r}{V}$. Графически эту величину находят проведением касательной из начала координат к кривой потребной тяги Q_r (рис. 9.07); она будет равна тангенсу угла наклона ϑ касательной, т. е.

$$\operatorname{tg} \vartheta = \frac{Q'_r}{V'} = \left(\frac{Q_r}{V} \right)_{\min}.$$

У дозвукового самолета, полет которого на режиме максимальной дальности происходит на всех высотах без волно-

вого кризиса или при слабом кризисе, наклон касательной к кривой потребной тяги уменьшается по мере увеличения высоты (рис. 9.08), т. е. падает $\frac{Q_r}{V}$. Кроме того, с высотой уменьшается

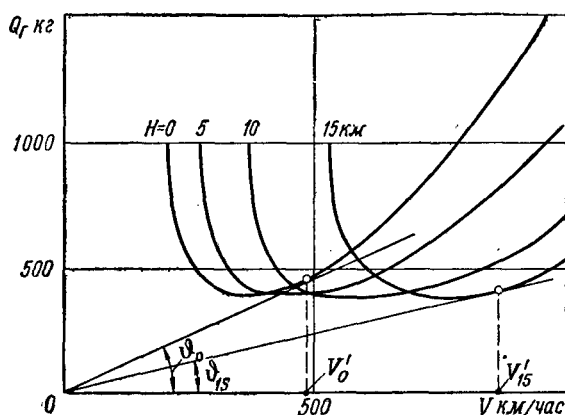


Рис. 9.08. Уменьшение отношения $\left(\frac{Q_r}{V}\right)_{\min}$ при увеличении высоты полета

и с_р. Следовательно, минимальный километровый расход топлива в горизонтальном полете у самолета с ТРД должен непрерывно уменьшаться с увеличением высоты. Лишь в непосредственной близости к статическому потолку километровый расход может снова немного возрасти, так как не хватает тяги для полета на скорости V' и приходится лететь на меньшей скорости, близкой к наивыгоднейшей.

Итак, у самолета с ТРД при отсутствии волнового кризиса наивыгоднейшая высота полета близка к его статическому потолку.

Насколько сильно уменьшается минимальный километровый расход с увеличением высоты, показано на графике рис. 9.09, полученном в результате обработки данных испытаний ряда самолетов. Как видим, при полете на высоте 8000 м километровый расход сокращается вдвое, а на высоте 12000 м — втрое по сравнению с расходом у земли.

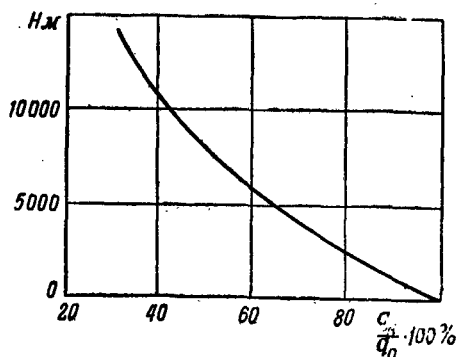


Рис. 9.09. Зависимость минимального километрового расхода топлива самолета с ТРД (в % расхода у земли) от высоты полета

Хотя скорость V' , при которой отношение $\frac{Q_T}{V}$ минимально, и не является строго режимом максимальной дальности, однако рост скорости V' , хорошо видный на рис. 9.08, свидетельствует о том, что скорость максимальной дальности с высотой увеличивается. Этот рост скорости может привести на больших высотах к интенсивному волновому кризису

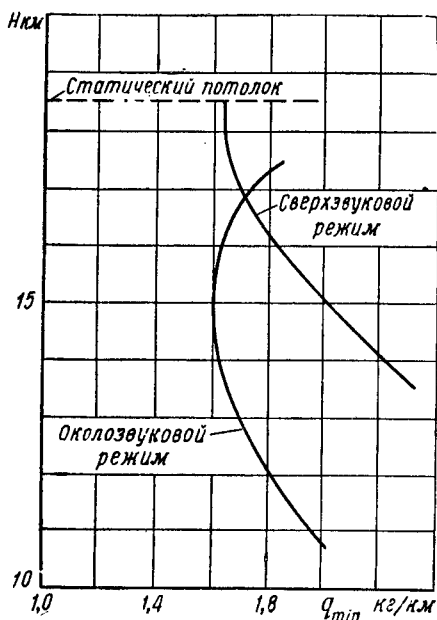


Рис. 9.10. Зависимость минимального километрового расхода топлива сверхзвукового самолета с ТРД от высоты полета (пример)

и в итоге к росту Q_T и километрового расхода при дальнейшем увеличении высоты. В этом случае наимыгоднейшая высота полета на дальность должна быть заметно ниже потолка (на сотни и тысячи метров). Такое явление получается, например, у сверхзвукового самолета на околозвуковом режиме максимальной дальности¹.

Для сверхзвукового самолета (рис. 9.05) было определено, что при $H=15$ км на околозвуковом режиме $q_{\min}=1,6$ кг/км, а на сверхзвуковом $q_{\min}=2$ кг/км. Если определить эти величины и для других высот, можно построить график зависимости $q_{\min}$ от высоты (рис. 9.10) для того же самолета. Как видим, наимыгоднейшая высота околозвукового полета на дальность равна 15—15,5 км, т. е. меньше сверхзвукового статического потолка самолета на 3—3,5 км, а также значительно меньше околозвукового потолка. Для сверхзвукового режима максимальной дальности характерно сильное уменьшение километрового расхода с высотой почти до статического потолка. Для рассматриваемого самолета наимыгоднейшая высота сверхзвукового режима на 3 км больше наимыгоднейшей высоты околозвукового режима, но на околозвуковом режиме $q_{\min}=1,6$ кг/км, а на сверхзвуковом $q_{\min}=1,65$ кг/км, т. е. в отношении дальности полета выгоднее околозвуковой режим. Тем не менее нельзя пренебрегать тактическими преимуществами большой высоты и большой скорости сверхзвукового режима полета на дальность.

Полет реактивного самолета на малой высоте весьма невыгоден из-за большого расхода топлива. Если все же такой полет необходим, у многодвигательных самолетов можно достичь неко-

¹ Если двигатель сверхзвукового самолета имеет форсажный и бесфорсажный режимы (так обычно и бывает), то наимыгоднейшая высота полета на дальность лежит ниже статического потолка, соответствующего полету без форсажа.

торого снижения расхода путем выключения части двигателей. Экономия топлива получается по той причине, что оставшиеся невыключенными двигатели работают на больших оборотах, а это снижает удельный расход c_p . Потребная же тяга (сопротивление самолета) практически не изменяется. Конечно, выключение части двигателей возможно только при полете значительно ниже потолка (иначе не хватит тяги) и целесообразно лишь в тех случаях, когда полет на всех двигателях требует значительного их дросселирования.

Если самолет должен выполнять задание на малой высоте в районе цели, находящейся на значительном удалении от аэродрома, то выгодно полет по маршруту выполнять на большей высоте, снижаясь при подходе к цели и снова набирая высоту в начале обратного маршрута.

При таком построении профиля полета самолет с ТРД расходует значительно меньше топлива, чем при полете по маршруту на малой высоте. Выгода получается даже в том случае, если участки полета на большей высоте будут малы по сравнению с участками подъема и снижения.

В том случае, когда полет в районе цели должен выполняться на высоте, большей наивыгоднейшей (например, на сверхзвуковом потолке), то маршрутный полет целесообразно выполнять на наивыгоднейшей высоте, прерывая для этого набор высоты при полете к цели и планирование на обратном пути.

§ 6. Полет «по потолкам»

Мы установили, что наибольшая дальность полета достигается на наивыгоднейшей высоте при определенной скорости (или определенном числе M). Назовем этот режим полета оптимальным. Для того чтобы в течение всего полета режим был оптимальным, нужно выяснить, как зависят показатели этого режима от полетного веса, который в полете уменьшается за счет расхода топлива и боевой нагрузки и увеличивается при дозаправке в воздухе.

Из формулы (9.08) можно найти величину километрового расхода, приходящегося на 1 кг полетного веса:

$$\frac{q}{G} = \frac{c_p}{3,6VK} = \frac{c_p}{3,6M \cdot \sqrt{T} K} = \frac{1}{72MK} \cdot \frac{c_p}{\sqrt{T}}. \quad (9.10)$$

Если в начале полета был установлен оптимальный режим, при котором величина $\frac{q}{G}$ наименьшая, то для того, чтобы он сохранялся и в дальнейшем, нужно сохранять неизменными соответствующие оптимальные величины M , K и $\frac{c_p}{\sqrt{T}}$.

Посмотрим, возможно ли это. Чтобы при неизменном числе M сохранялось неизменное качество, нужно сохранять постоянный угол атаки, что обеспечит неизменные значения c_y и c_x . Но в горизонтальном полете

$$G = 0,7c_y S p M^2,$$

или

$$\frac{G}{p} = 0,7c_y S M^2.$$

Постоянство c_y и M означает и постоянство отношения $\frac{G}{p}$. Следовательно, высота должна постепенно увеличиваться с таким расчетом, чтобы давление воздуха уменьшалось пропорционально полетному весу. В такой же пропорции должна уменьшаться и тяга двигателя, ибо потребная тяга равна отношению $\frac{G}{K}$, а качество постоянно.

Из гл. 4 нам известно, что тяга двигателя будет изменяться пропорционально давлению воздуха, если сохранять неизменное число оборотов при одинаковой температуре на разных высотах (в стратосфере) или (при непостоянной температуре воздуха) изменять число оборотов пропорционально $\sqrt{T}$, причем пропорционально $\sqrt{T}$ будет изменяться и удельный расход.

Итак, мы видим, что сохранение неизменными значений M и K автоматически обеспечивает и постоянство отношения $\frac{c_p}{\sqrt{T}}$: сохраняются все величины, обеспечивающие оптимальность режима.

Полет на оптимальном режиме выполняется с постепенным набором высоты по мере облегчения самолета. Его принято называть полетом «по потолкам», хотя, как мы видели выше, наивыгоднейшая (оптимальная) высота может существенно отличаться от потолка.

Мы установили, что в полете «по потолкам» сохраняются постоянными число M , угол атаки, отношения $\frac{G}{p}$, $\frac{n}{\sqrt{T}}$, $\frac{c_p}{\sqrt{T}}$, коэффициенты c_y и c_x , аэродинамическое качество. Остается неизменной и величина $\frac{q}{G}$, т. е. километровый расход изменяется пропорционально полетному весу.

Набор высоты в таком полете происходит настолько медленно, что по вариометру его обнаружить нельзя. Однако при сильном облегчении самолета высота может измениться значительно. Если, например, за время полета «по потолкам» самолет стал вдвое легче, то вдвое уменьшится и давление воздуха. В условиях стратосферы это соответствует приросту высоты на 4,4 км (см. график рис. 5.11). При небольших изменениях веса можно считать, что с уменьшением полетного веса на 1% высота увеличивается на 64 м.

Пример. При полетном весе $G_{\text{нач}} = 10$ т оптимальный околосвуковой режим полета самолета определяется следующими показателями: $H_{\text{нач}} = 15$ км, $q_{\text{нач}} = 1,6$ кг/км, $M = 0,98$ (см. рис. 9.10 и 9.05). Найти показатели оптимального режима после израсходования 2 т топлива и пройденный при этом путь,

Отношение $\frac{p_{\text{нач}}}{p_{\text{кон}}} = \frac{G_{\text{нач}}}{G_{\text{кон}}} = \frac{10}{10-2} = 1,25$; по графику (рис. 5.11) находим

$$\Delta H = H_{\text{кон}} - H_{\text{нач}} = 1,4 \text{ км},$$

откуда

$$H_{\text{кон}} = 15 + 1,4 = 16,4 \text{ км}.$$

Километровый расход определяем из пропорции

$$\frac{q_{\text{кон}}}{q_{\text{нач}}} = \frac{G_{\text{кон}}}{G_{\text{нач}}},$$

откуда

$$q_{\text{кон}} = q_{\text{нач}} \frac{G_{\text{кон}}}{G_{\text{нач}}} = 1,6 \cdot \frac{8,0}{10,0} = 1,28 \text{ кг/км}.$$

Пройденный путь определяем по среднему километровому расходу

$$L = \frac{G_{\text{т}}}{q_{\text{ср}}} = \frac{2000}{1,44} = 1390 \text{ км}.$$

Анализируя полет «по потолкам», мы считали, что тяга равна лобовому сопротивлению. Это не совсем точно, так как происходит подъем, хотя и очень пологий. Поэтому тяга должна быть немного больше лобового сопротивления, что должно привести к соответствующему сокращению дальности, однако оно компенсируется при последующем планировании и поэтому может не учитываться.

Какова техника выполнения полета «по потолкам»?

Наиболее просто выполнять такой полет в стратосфере: нужно выдерживать постоянные обороты двигателей и число M , оптимальные значения которых необходимо знать заранее.

Если же полет происходит в условиях переменной температуры воздуха, то неизменным сохраняется только число M , а обороты нужно изменять пропорционально $\sqrt{T}$ (практически на 1% на каждые 4° температуры). Если, например, летчику известно, что при стандартной температуре оптимальные обороты равны 10 000 в минуту, то при температуре, повышенной на 8°, они будут на 2% больше и равны 10 200 об/мин.

Выше речь шла не о приборной (замеренной) температуре, а об исправленной. Однако можно заранее рассчитать приборную температуру для стандартных условий и поправку в обороты вводить по отклонению фактической приборной температуры от расчетной (при этом следует изменять обороты на 1% на каждые 5° отклонения температуры). Если, например, по расчету термометр должен в стратосфере показывать -20°C , а фактически показывает -5°C , то оптимальные обороты нужно повысить на 3%.

§ 7. Влияние изменений веса, коэффициента безындуктивного сопротивления самолета и температуры воздуха на расход топлива в горизонтальном полете

Чем больше полетный вес или c_{x0} самолета при заданной скорости полета, тем выше потребная тяга, а следовательно, часовой и километровый расходы топлива. Если пренебречь некоторым изменением c_p вследствие изменения тяги, то можно приближенно считать, что расход топлива при увеличении или уменьшении G и c_{x0} изменяется пропорционально потребной тяге Q_T .

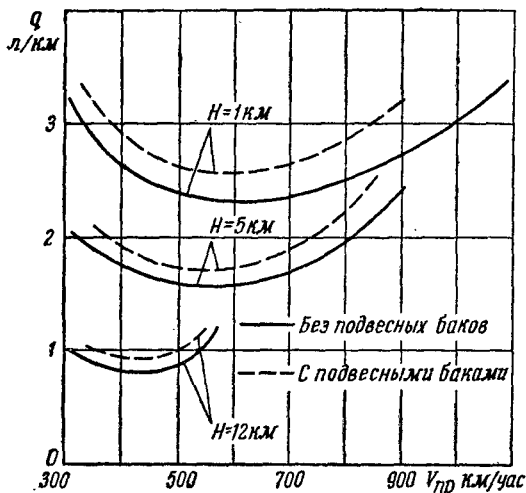


Рис. 9.11. Графики километровых расходов топлива дозвукового истребителя с ТРД

Вес влияет на потребную тягу точно так же, как создание соответствующей перегрузки в криволинейном полете (например, увеличение веса в 1,5 раза равносильно созданию $n_y=1,5$). Поэтому изменение Q_T можно определить по кривым типа изображенных на рис. 5.12.

На рис. 9.11 показаны кривые километрового расхода топлива для одного дозвукового самолета. Рост километрового расхода, обусловленный наличием подвесных баков, является следствием увеличения как c_{x0} , так и полетного веса.

Влияние температуры воздуха рассмотрим при условии, что полет выполняется при одинаковых давлениях воздуха p и одинаковых полетных числах M . Это означает, что и потребные тяги будут одинаковы при различных температурах.

Чтобы сохранить величину тяги, придется при повышении температуры увеличить обороты двигателя, при этом удельный расход возрастет пропорционально $\sqrt{T}$, а при неизменной тяге пропорционально $\sqrt{T}$ повысится и часовой расход. Но точно так же растет и скорость звука a , поэтому

$$\frac{q_2}{q_1} = \frac{3,6c_{\text{чac}2}V_1}{3,6c_{\text{чac}1}V_2} = \frac{3,6c_{\text{чac}2}Ma_1}{3,6c_{\text{чac}1}Ma_2} = 1.$$

Как видим, километровый расход одинаков в обоих случаях.

Заметим, что при одинаковых числах M и одинаковых p обеспечиваются равные избыточные давления при торможении воздушного потока, а значит, и равные скорости по прибору.

Итак, при полете с заданными приборными высотой и скоростью часовой расход увеличивается (уменьшается) с повышением (понижением) температуры воздуха; километровый расход от температуры не зависит.

§ 8. Влияние ветра на дальность полета

Все силы, действующие на самолет (подъемная сила, потребляемая тяга и пр.), зависят лишь от воздушной скорости и не зависят от ветра.

По этой причине ветер не влияет на часовой расход и продолжительность полета. От него зависит только дальность полета относительно земли.

При попутном ветре путевая скорость больше воздушной скорости, и дальность увеличивается, а при встречном уменьшается.

Если ветер направлен под углом к линии пути, то путевая скорость тоже может быть как больше, так и меньше воздушной скорости. Например, боковой или встречно-боковой ветер равноценен некоторому встречному ветру, так как путевая скорость W меньше воздушной скорости V (рис. 9.12, а, б). Наоборот, попутно-боковой ветер действует на скорость W , как некоторый попутный ветер (рис. 9.12, в).

Следовательно, любой ветер можно свести к равноценному (в смысле влияния на путевую скорость, а значит, и на дальность полета) встречному или попутному ветру.

Встречный ветер уменьшает дальность полета, а попутный увеличивает ее на столько процентов, сколько процентов составляет скорость ветра по отношению к воздушной скорости самолета.

Если полет от аэродрома происходит против ветра, а обратно по ветру той же силы (назовем его условно встречно-попутным ветром), то на первый взгляд может показаться, что радиус действия будет такой же, как и при безветрии.

Однако в действительности радиус уменьшается. Можно представить такой крайний случай, когда скорость ветра равна воздушной скорости самолета. В этом случае радиус действия равен нулю, так как, начав полет против ветра, самолет израсходует все топливо, оставаясь над своим аэродромом.

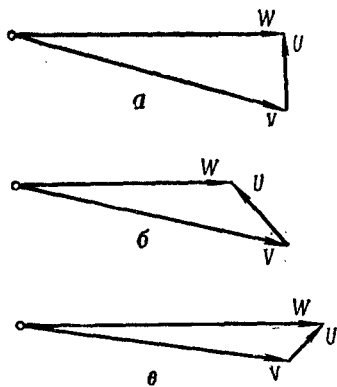


Рис. 9.12. Связь между скоростями воздушной и путевой и скоростью ветра

Если радиус действия при безветрии равен $R_{\text{безв}}$, то при встречно-попутном ветре, имеющем скорость U , радиус действия равен

$$R = R_{\text{безв}} \left[1 - \left(\frac{U}{V} \right)^2 \right],$$

где V — воздушная скорость самолета, одинаковая при полете в оба конца.

Для скоростных самолетов влияние встречно-попутного ветра при расчете радиуса действия можно не учитывать, за исключением случаев полета в струйных течениях.

Боковой ветер вдвое слабее снижает радиус действия, чем такой же силы встречно-попутный ветер, так что его влиянием на дальность полета скоростных самолетов можно тем более пренебречь.

Большое значение имеет учет ветра при выборе маршрута и профиля полета, особенно при наличии струйного течения. Используя попутный ветер для полета в одном направлении и избавившись от его воздействия за счет изменения высоты при полете в противоположную сторону, можно в некоторых случаях значительно повысить радиус действия или полезную нагрузку самолета.

Практически для современных самолетов влияние ветра на дальность приходится учитывать главным образом при полетах в одном направлении (перелетах).

§ 9. Расход топлива при наборе высоты и разгоне

При наборе высоты расход топлива больше, чем в горизонтальном полете с такой же скоростью, так как требуется дополнительная тяга на преодоление составляющей веса самолета, направленной против движения.

Если нет данных о расходе топлива при наборе высоты, полученных путем летных испытаний, то для определения расхода можно воспользоваться формулой

$$\Delta G_r = \frac{\Delta t c_{\text{час}}}{60}, \quad (9.11)$$

где ΔG_r — расход топлива на данном участке набора высоты, кг;

Δt — продолжительность участка набора высоты, мин;

$c_{\text{час}}$ — средний часовой расход топлива, кг/час.

Для расчета по этой формуле нужно иметь барограмму подъема и часовой расход на разных высотах. Средний часовой расход приближенно можно определить как часовой расход на средней высоте (например, при подъеме от земли до 2000 м берем часовой расход на высоте 1000 м, с 2000 до 4000 м — на высоте 3000 м и т. д.). Чем меньше участки подъема, тем точнее расчет. Суммарный расход получается при сложении полученных значений ΔG_r .

Расход топлива на разгон самолета в горизонтальном полете рассчитывается также по формуле (9.11), но в данном случае имеются в виду участки не подъема, а разгона самолета. Величины Δt определяются так, как изложено в гл. 8, § 12.

Большое практическое значение имеет зависимость расхода топлива при подъеме от выбранного режима работы двигателя. Выгодно набирать высоту на максимальном режиме, так как дросселирование двигателя увеличивает время подъема, что, несмотря на уменьшение часового расхода, приводит к увеличению суммарной затраты топлива на подъем. Дело в том, что относительное изменение тяги двигателя всегда меньше, чем вызываемое им относительное изменение избыточной тяги и вертикальной скорости.

Путь, проходимый при разгоне и подъеме и входящий в полную дальность самолета, рассчитывается так, как изложено в гл. 7 и 8.

§ 10. Дальность планирования. Расход топлива при планировании

При планировании и торможении в полете двигатели работают, как правило, на минимально допустимых оборотах. Зная часовой расход топлива на этих оборотах, можно рассчитать расход при планировании и торможении с помощью формулы (9.11).

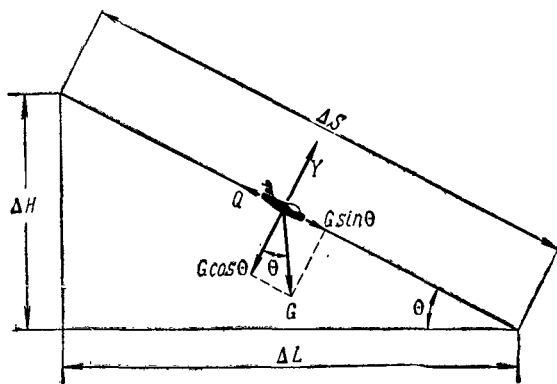


Рис. 9.13. Планирование самолета

Если данных о часовом расходе $c_{\text{час}}$ нет, можно приближенно считать, что двигатель, развивающий у земли на максимальном режиме статическую тягу 1000 кг, при минимальных оборотах расходует топлива 2 кг/мин. У более мощных двигателей часовой расход пропорционально больше.

Горизонтальную дальность планирования проще всего рассчитать, если пренебречь силой тяги двигателей. При прямолинейном планировании без тяги (рис. 9.13)

$$Y = G \cos \theta;$$

$$n_x = -\frac{Q}{G} = -\frac{Q \cos \theta}{Y} = -\frac{\cos \theta}{K};$$

$$\Delta L = \Delta s \cos \theta = -\Delta s n_x K.$$

Теперь воспользуемся уравнением энергии (5.10), причем для удобства изменим знаки у ΔH и ΔV на обратные (т. е. будем считать положительными потерю высоты ΔH и потерю скорости ΔV на участке планирования Δs), тогда уравнение примет вид

$$-\Delta H - \frac{V_{\text{ср}} \cdot \Delta V}{g} = \Delta s n_x$$

Из двух последних равенств получаем окончательное выражение для дальности планирования

$$\Delta L = \left(\Delta H + \frac{V_{\text{ср}} \cdot \Delta V}{g} \right) K. \quad (9.12)$$

Если в процессе планирования аэродинамическое качество изменяется с изменением числа M или угла атаки, то следует брать среднюю величину K .

Неустановившееся планирование, т. е. планирование с изменением скорости, встречается наиболее часто. Однако возможно и установившееся планирование, при котором $\Delta V = 0$. В этом случае формула дальности планирования упрощается:

$$\Delta L = \Delta H K. \quad (9.13)$$

Формулой (9.13) можно пользоваться для расчета дальности планирования нескоростных самолетов (у которых мала средняя скорость $V_{\text{ср}}$) даже и в тех случаях, когда истинная скорость при планировании не остается постоянной, поскольку изменением кинетической высоты $\frac{V_{\text{ср}} \cdot \Delta V}{g}$ можно пренебречь (оно мало по сравнению с потерей действительной высоты ΔH). Для сверхзвуковых самолетов это недопустимо.

Пример. Рассчитать дальность планирования сверхзвукового самолета, если в начале планирования $H = 25\,000$ м и $V = 2520$ км/час (700 м/сек), а в конце планирования $H = 2000$ м и $V = 720$ км/час (200 м/сек); среднее значение качества $K = 5$.

По исходным данным находим $V_{\text{ср}} = 450$ м/сек; $\Delta V = 500$ м/сек; $\Delta H = -23\,000$ м. По формуле (9.12) определяем

$$\Delta L = \left(23000 + \frac{450 \cdot 500}{9,81} \right) \cdot 5 = 230\,000 \text{ м} = 230 \text{ км}.$$

Если бы планирование было установившимся, то мы имели бы

$$\Delta L = \Delta H K = 23\,000 \cdot 5 = 115\,000 \text{ м} = 115 \text{ км}.$$

Как видим, добавочная дальность планирования, полученная за счет использования запаса кинетической энергии (скорости), может быть весьма велика: в нашем примере дальность при планировании с постоянной скоростью была бы вдвое меньше. У гиперзвуковых же самолетов будущего большую часть горизонтальной дальности планирования будет составлять дальность, полученная именно за счет использования запаса скорости, а не высоты.

Выбор рационального режима работы двигателя при снижении и торможении зависит от условий полета и особенностей того или иного двигателя. Для понижения расхода топлива выгоднее всего использовать режим малых оборотов или даже выключить двигатель. Однако практически приходится считаться с необходимостью обеспечения наддува герметической кабины, работы различных самолетных агрегатов и т. п., а также с трудностью повторного запуска двигателя на больших высотах.

§ 11. Влияние форсирования двигателя на дальность и продолжительность полета

Наиболее распространенным способом форсирования ТРД является дожигание топлива в форсажной камере за турбиной. Такой форсаж, увеличивая тягу двигателя на 30—50%, одновременно повышает в два с лишним раза часовой расход топлива и, как правило, значительно увеличивает километровой расход. Например, у одного из дозвуковых истребителей включение форсажа на режиме максимальной скорости на высоте 10 000 м повышает километровой расход в 1,95 раза. Вместе с тем форсирование может оказаться выгодным в отношении не только затраты времени, но и расхода топлива при наборе высоты и разгоне на больших высотах. В этих случаях рост часового (или минутного) расхода с избытком компенсируется значительным сокращением затраты времени. Взяв, к примеру, подъем или разгон на высоте 15 км при $M=1,5$ (рис. 9.05). Здесь избыточная тяга $P_p - Q = 850$ кг. Если включить форсаж, повышающий располагаемую тягу на 50%, т. е. на 1675 кг, то избыточная тяга станет равной 2525 кг — возрастет приблизительно в три раза. Во столько же раз сократится затрата времени на подъем или разгон, а минутный расход увеличится в два с небольшим раза. В итоге расход топлива на разгон или подъем в данном примере уменьшится приблизительно в полтора раза. В некоторых случаях, например при перехвате на больших высотах, без применения форсажа может не хватить топлива для выполнения задания из-за увеличения времени на набор высоты и догон противника.

Применение форсажа сокращает общую продолжительность полета самолета. В тех случаях, когда разгон совмещается с продвижением по маршруту, форсаж уменьшает и радиус действия самолета, так как при разгоне без форсажа, даже при большем расходе топлива, он проходит значительно большее расстояние.

Использование форсажа при подъеме на маршруте на больших высотах может иногда дать некоторый выигрыш в радиусе действия, так как сбереженное при этом топливо с выгодой используется в горизонтальном полете на большой высоте, давая больший прирост дальности, чем сокращение пути при подъеме. Однако этого выигрыша, как правило, не будет, если форсаж включается с самого взлета, т. е. используется и на малых высотах.

При одном и том же режиме работы двигателя набор высоты возможен на различных скоростях по траектории. Меньше всего времени и топлива затрачивается при наиболее выгодной скорости подъема (режим максимальной скороподъемности). Однако при подъеме с продвижением по маршруту некоторое повышение скорости за счет уменьшения угла подъема оказывается выгодным из-за увеличения расстояния, проходимого при наборе высоты.

§ 12. Влияние полета строем на дальность полета

Полет в строю вызывает сокращение дальности полета. Основными причинами этого являются:

1. Дополнительный расход топлива на сбор и роспуск группы, особенно существенный в сложных метеорологических условиях.

2. Снижение потолка. Если наиболее выгодная высота полета на дальность очень близка к потолку одиночного самолета, в строю ее использовать не удастся и неизбежно сокращение дальности. Однако в тех случаях, когда наиболее выгодная высота значительно меньше потолка одиночного самолета, она может быть использована и при групповом полете.

3. Повышение средних часового и километрового расходов на ведомых самолетах. Оно особенно заметно в тех случаях, когда для сохранения дистанции ведомые используют тормозные щитки, а также излишне резко «работают» рычагом управления двигателя.

4. Уменьшение скороподъемности. Оно приводит к увеличению затраты времени и расхода топлива на подъем. Впрочем, при наборе высоты на маршруте влияние этого фактора на общую дальность невелико, так как получается известная компенсация за счет увеличения пути, проходимого при подъеме.

§ 13. Практический расчет дальности и продолжительности полета

Для каждого типа самолета существует инструкция по расчету дальности и продолжительности полета, основанная на материалах летных испытаний данного самолета.

В инструкции для различных высот полета даны графики зависимости километрового расхода топлива от приборной скорости и приборной высоты полета и график для перевода приборных скоростей в истинные.

В инструкциях указываются также расход топлива при наборе высоты и снижении и дополнительные расходы (на земле, при посадке и т. п.). Кроме того, там помещены таблицы, дающие возможность определить дальность и продолжительность полета на различных высотах и скоростях, а также узнать соответствующие этим режимам часовые и километровые расходы топлива и обороты двигателей в стандартных атмосферных условиях.

При пользовании графиками и таблицами для определения часового и километрового расходов топлива приходится в случае необходимости вносить поправки (о чем имеются соответствующие указания в инструкции):

- на возможное несоответствие среднего полетного веса тому, для которого составлены таблицы;

- на изменение температуры наружного воздуха;

- на влияние полета в строю.

При расчете тактической дальности полета (радиуса действия) необходимо, кроме того, учитывать запасы топлива на возможное изменение боевой обстановки и метеорологических условий и на ведение воздушного боя, расход топлива на пребывание в районе цели, а также на сбор группы и ожидание посадки.

На практике приходится решать различные задачи: рассчитывать радиус действия, продолжительность дежурства в воздухе, максимальную бомбовую нагрузку при заданной дальности и т. д. или определять, достаточно ли топлива в баках для выполнения задания (проверочный расчет).

Пример оформления расчета показан на рис. 9.14. Профиль полета (от взлета до посадки) разбивается на участки с таким расчетом, чтобы для каждого из них можно было определить расход топлива с помощью соответствующей таблицы (набора высоты, горизонтального полета или снижения) в инструкции. Нельзя, например, объединять при расчете в один участок набор высоты и горизонтальный полет, поскольку они рассчитываются по разным таблицам. Приходится также разделить на ряд участков горизонтальный полет, если он выполняется на разных режимах; для каждого режима выделяется отдельная графа в таблице. Кроме того, для большей наглядности расчета целесообразно внести в отдельные графы таблицы также расход топлива на земле и различные запасы (на возможное изменение обстановки, на воздушный бой).

Расчет начинается с изображения профиля полета и построения таблицы (можно применять и отпечатанные бланки таблиц). Затем в соответствующие графы для каждого участка вносятся заданные или выбранные перед расчетом величины (длина или продолжительность полета, режимы полета или работы двигателей).

Следующий этап расчета связан с использованием инструкции. Чтобы ускорить расчет, нужно (после определения расхода на земле) сначала определить путь, продолжительность и расход топлива на каждом участке набора высоты, а затем снижения

(с учетом влияния строя). После этого по заданным режимам находят часовые или километровые расходы для участков горизонтального полета, как по маршруту, так и в районах цели и аэродрома с учетом поправок на строй, несоответствие среднего веса, нестандартность температуры. Какой именно расход (часовой или километровый) нужно определить для данного участка, зависит от того, что для него известно или требуется найти — время или

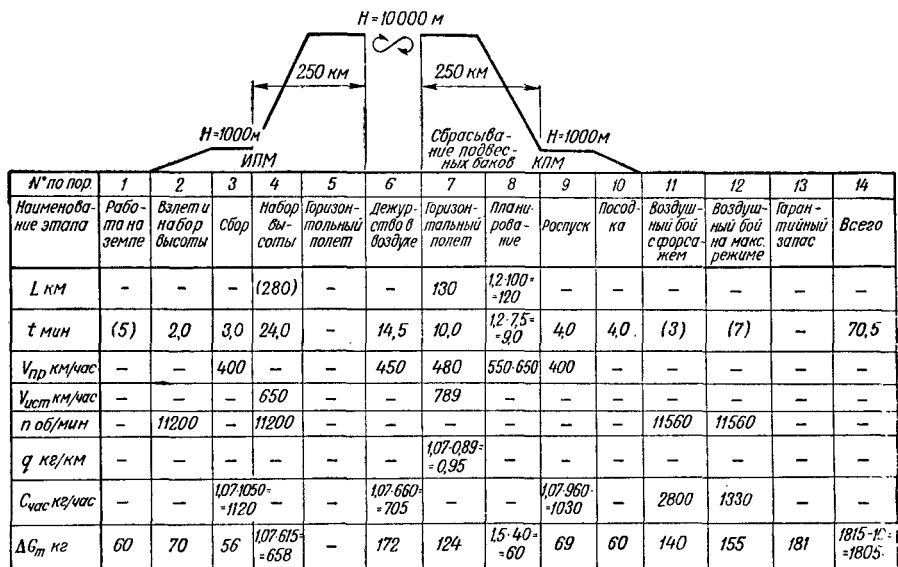


Рис. 9.14. Оформление инженерно-штурманского расчета (пример)

путь. На этом работа с инструкцией заканчивается. Затем, умножив путь на километровый расход или время на часовой, можно найти расходы топлива на отдельных участках горизонтального полета.

Все данные из инструкции и результаты расчетов вносят в соответствующие графы таблицы. При проверочном расчете известные данные для всех участков, поэтому остается, сложив все расходы и запасы, сравнить полученную сумму с количеством топлива, заправленного в баки.

В тех случаях, когда требуется найти возможную продолжительность дежурства в воздухе, пребывания над целью и т. п., из заправки баков вычитается сумма всех запасов и расходов топлива на всех остальных участках. Искомую продолжительность находят делением полученного остатка на часовой расход, соответствующий заданному режиму полета (с учетом влияния полета в строй).

При расчете радиуса действия неизвестными являются длины горизонтальных участков — одного на пути к цели, другого — от цели. Если оба участка одинаковы, тогда длина каждого из них определяется по формуле

$$x = \frac{G_{т.г}}{q_1 + q_2},$$

где $G_{т.г}$ — остаток топлива на оба участка, определяемый вычитанием из заправки баков суммы запасов и расходов на всех остальных участках полета;

q_1 — километровый расход на пути к цели;

q_2 — километровый расход на обратном пути.

Расчет усложняется, если искомые участки неодинаковы. Пусть, например, второй участок длиннее первого на величину d . Тогда

$$q_1 x + q_2 (x + d) = G_{т.г}$$

и

$$x = \frac{G_{т.г} - q_2 d}{q_1 + q_2},$$

где x — длина первого из неизвестных участков.

Радиус действия получается сложением полученной величины с длинами всех остальных участков маршрута на пути к цели.

§ 14. Дозаправка топливом в полете

При наличии на самолете специального оборудования топливные баки можно в полете пополнять с помощью самолетов-заправщиков. Этим достигается:

- а) увеличение дальности и продолжительности полета;
- б) повышение боевой нагрузки в связи с тем, что вес самолета, допускаемый в полете, может быть больше максимально допустимого взлетного веса;
- в) повышение безопасности взлета или возможность взлета с аэродрома ограниченных размеров за счет неполной заправки топливных баков перед взлетом.

Прирост дальности от дозаправки одним и тем же количеством топлива в конце полета больше, чем в начале, так как в конце средний вес самолета меньше и километровый расход топлива ниже. Главное, чем позже производится дозаправка, тем больше можно дозаправить топлива. Очевидно, наибольший прирост дальности получится в том случае, если полностью дозаправить самолет в момент, когда кончается все топливо, заправленное ранее. Однако это возможно осуществить лишь при условии, если емкость баков и дальность полета заправщика значительно больше, чем у заправляемого самолета (например, при дозаправке истребителей). Разумеется, из соображений безопасности полной выработки топлива допускать нельзя.

При базировании заправляемого самолета и заправщика на одном аэродроме наиболее просто организовать попутную дозаправку: самолеты летят вместе до рубежа окончания дозаправки, с которого заправщик возвращается, а заправленный самолет продолжает полет по маршруту. При этом не требуется обеспечить встречу самолетов в воздухе.

Если оба самолета одного типа, имеют одинаковую емкость баков и взлетели одновременно, то к моменту дозаправки они израсходуют одинаковое количество топлива. Рубеж дозаправки выбирается с таким расчетом, чтобы на заправщике осталось достаточно топлива для возвращения и посадки. Если бы весь полет заправщика происходил с постоянным километровым расходом, то на рубеже дозаправки он отдал бы $\frac{1}{3}$ заправки, $\frac{1}{3}$ израсходовал бы во время совместного полета и $\frac{1}{3}$ при возвращении. Фактически для обратного полета требуется меньше топлива, так как самолет становится легче, а вместо набора высоты происходит снижение, поэтому дозаправка может составить более $\frac{1}{3}$ емкости баков. Если, например, дозаправщику на обратный путь нужно оставить 20% топлива, то дозаправка, равная расходу до рубежа дозаправки, будет равна 40% емкости баков.

На маршрутный полет без дозаправки расходуется лишь часть заправки топлива (причем в групповом полете она меньше, чем в одиночном). Поэтому дозаправка, равная 35—40% емкости баков, может повысить тактический радиус действия более чем в полтора раза.

Вместо попутной дозаправки можно применить встречную на обратном пути. У нее есть некоторые достоинства: самолет в районе цели имеет меньший вес, поэтому у него лучше маневренность, выше потолок.

Существенный недостаток встречной дозаправки — необходимость обеспечения встречи самолетов в воздухе, что, помимо всего прочего, требует гарантийных запасов топлива у заправщика и заправляемого самолета. Расчеты показывают, что тактический радиус действия при одной попутной дозаправке получается больше, чем при одной встречной.

Можно организовать две попутные дозаправки, но второй заправщик отдаст меньшее количество топлива, так как ему нужно больше топлива на обратный путь. Значительно эффективнее второй заправщик использовать для встречной дозаправки. Возможны и более сложные схемы дозаправки с использованием нескольких заправщиков.



ВЗЛЕТНО-ПОСАДОЧНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ САМОЛЕТА

Взлетно-посадочные характеристики самолета могут рассматриваться как летно-тактические в том смысле, что от них зависит возможность базирования тех или иных самолетов на определенных аэродромах, а следовательно, и аэродромный маневр. Чем меньше потребные размеры аэродрома, тем выше тактическая ценность самолета.

Вопросам устойчивости и управляемости самолета при взлете и посадке посвящена гл. 14.

Взлет и посадка самолета могут быть аэродромными и безаэродромными.

Во втором случае двигательная установка должна создавать вертикальную силу, превышающую вес самолета. Понятие о безаэродромных взлете и посадке дается в § 18.

Большинство современных самолетов способно совершать лишь аэродромные взлет и посадку.

§ 1. Схема взлета самолета

Аэродромный взлет состоит из разбега и воздушного участка (рис. 10.01). Условно считают концом взлета точку, в которой самолет достиг высоты 25 м. Горизонтальное расстояние, проходимое самолетом от начала разбега до конца взлета, назы-

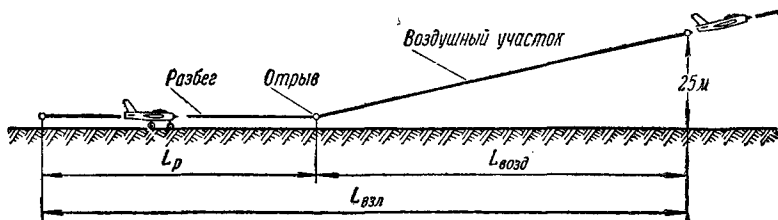


Рис. 10.01. Схема аэродромного взлета

вается взлетной дистанцией ($L_{\text{взл}}$). Граница между разбегом и воздушным участком взлета называется отрывом. На значение разбега состоит в том, чтобы сообщить самолету скорость отрыва, достаточную для создания силы, направленной вертикально вверх и равной весу самолета (точнее — немного превышающей вес). На воздушном участке наряду с подъемом происходит дальнейший разгон самолета, который продолжается и выше 25 м.

У винтомоторных самолетов, обладающих сравнительно небольшими избыточными тягами, для более быстрого набора скорости разгон после отрыва выполняется на небольшой высоте без подъема (выдерживания).

§ 2. Силы, действующие на самолет при взлете

При разбеге на самолет, помимо аэродинамических сил, тяги и веса, действуют силы со стороны поверхности взлетной полосы: сила N , равная и противоположная давлению колес на землю, и сила трения $F_{\text{тр}}$ (рис. 10.02). Будем сначала считать, что сила тяги направлена горизонтально вдоль полосы. Разбег является прямолинейным ускоренным движением. Для создания ускорения необходимо, чтобы соблюдалось условие

ускорения необходимо, чтобы соблюдалось условие

$$P > Q + F_{\text{тр}}. \quad (10.01)$$

При отсутствии наклона поверхности аэродрома траектория горизонтальна, что свидетельствует о равновесии вертикальных сил

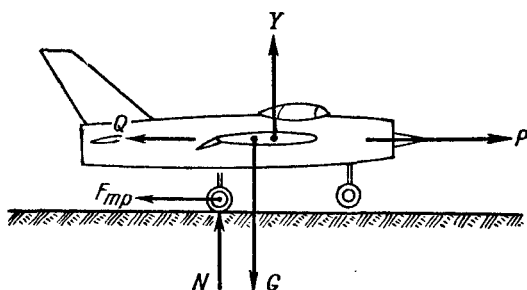


Рис. 10.02. Схема сил, действующих на самолет при разбеге

$$Y + N = G. \quad (10.02)$$

По мере увеличения скорости подъемная сила растет, а сила N соответственно уменьшается. Когда подъемная сила становится равной весу, сила N равна нулю: самолет поддерживается только воздушным потоком. Этот момент соответствует отрыву.

На самом деле сила тяги не горизонтальна и ее вертикальная составляющая P_y (рис. 5.04), направленная вверх, уравнивает часть веса. Если учитывать этот фактор, то вместо равенства (10.02) нужно написать

$$Y + N + P_y = G, \quad (10.03)$$

откуда получаем условие отрыва:

$$Y_{\text{отр}} = G - P_y. \quad (10.04)$$

Чем больше вертикальная составляющая силы тяги P_y , тем меньшая подъемная сила нужна для отрыва.

На воздушном участке взлета схема сил такая же, как при обычном подъеме (рис. 7.01), но с тем отличием, что нет равновесия продольных сил, так как самолет движется с ускорением:

$$P > Q + G \sin \theta.$$

Иначе говоря, угол подъема после отрыва должен быть меньше угла установившегося подъема.

§ 3. Скорость отрыва

Условие отрыва (10.04) можно представить в развернутом виде:

$$c_{y_{отр}} S \frac{\rho V_{отр}^2}{2} = G - P_y,$$

откуда

$$V_{отр} = \sqrt{\frac{2G}{c_{y_{отр}} S \rho} \left(1 - \frac{P_y}{G}\right)}. \quad (10.05)$$

Коэффициент $c_{y_{отр}}$ зависит от того, какой угол атаки придан самолету в момент отрыва. Из соображений безопасности этот угол атаки должен быть меньше критического, т. е. $c_{y_{отр}} < c_{y_{нал}}$.

Как видно из формулы (10.05), скорость отрыва тем больше, чем выше нагрузка на крыло $\frac{G}{S}$ и меньше плотность воздуха ρ и коэффициент $c_{y_{отр}}$. Для увеличения $c_{y_{отр}}$ с целью уменьшения скорости отрыва применяется выпуск перед взлетом закрылков (щитков) на угол, определяемый инструкцией. Могут применяться и другие виды механизации крыла.

Плотность воздуха зависит от высоты аэродрома над уровнем моря, но и на одном и том же аэродроме она зависит от давления и температуры. Понижение температуры и повышение давления способствуют уменьшению скорости отрыва. Приблизненные цифры таковы: изменение температуры воздуха на 10° приводит к изменению скорости отрыва на $1,75\%$, а изменение давления на 10 мм рт. ст. — на $0,65\%$; с увеличением взлетного веса на 1% скорость отрыва возрастает на $0,5\%$.

При значительных изменениях плотности и полетного веса (более чем на $20-30\%$) лучше рассчитывать изменения $V_{отр}$ по формуле (10.05).

Как видно из формулы (10.05), наличие вертикальной составляющей силы тяги P_y уменьшает скорость отрыва. У сверхзвуковых самолетов эта составляющая может быть довольно значительной, так как велика тяга, к тому же для крыльев малых удли-

нений характерны большие критические углы атаки. Тем не менее у современных самолетов скорости отрыва выше, чем у самолетов прежних лет. Причина заключается не только в большой нагрузке на крыло, но и в том, что по конструктивным соображениям (обзор, высота шасси) приходится использовать при отрыве углы атаки, меньшие, чем этого требуют условия безопасности. Кроме того, несущие свойства крыла снижаются вследствие его стреловидности и малой толщины.

§ 4. Ускорение разбега

Ускоряющей силой при разбеге является разность между тягой¹ и суммой сопротивлений (лобового и трения колес). Поэтому на основании формулы (5.01), выражающей второй закон Ньютона, продольное ускорение при разбеге равно

$$j_p = g \frac{P - (Q + F_{тр})}{G}. \quad (10.06)$$

Сила трения пропорциональна давлению колес на землю:

$$F_{тр} = Nf, \quad (10.07)$$

где f — коэффициент трения качения, зависящий от характера поверхности аэродрома и от давления в пневматиках. В связи с уменьшением силы N в процессе разбега постепенно уменьшается и сила $F_{тр}$. Лобовое сопротивление Q , наоборот, непрерывно растет. Сила тяги по мере увеличения скорости падает. В итоге ускорение разбега не остается постоянным. Для расчета среднего ускорения разбега необходимо в формулу (10.06) подставить средние величины P и $Q + F_{тр}$. Можно приближенно считать, что

$$P_{ср} = 0,95P_{ст}, \quad (10.08)$$

где $P_{ст}$ — тяга на месте (статическая тяга) с учетом потерь на входе и выходе из двигателя.

Суммарная сила сопротивления $Q + F_{тр}$ в начале разбега, когда $Q = 0$ и $N = G$, равна Gf , а при отрыве, когда $F_{тр} = 0$, она равна Q . Если бы лобовое сопротивление Q при отрыве численно равнялось Gf , то можно было бы считать $(Q + F_{тр})_{ср} = Gf$. Но в действительности это не так. При взлете с бетонной полосы лобовое сопротивление при отрыве больше силы трения в начале разбега и $(Q + F_{тр})_{ср} > Gf$, так как мал коэффициент трения f . При взлете же с вязкого грунта коэффициент f велик и $(Q + F_{тр})_{ср} < Gf$.

Для расчетов можно воспользоваться такой формулой:

$$(Q + F_{тр})_{ср} = Gf', \quad (10.09)$$

¹ Угол между силой тяги и поверхностью полосы здесь можно не учитывать, так как горизонтальная составляющая тяги мало отличается по величине от самой тяги.

где величина f' в зависимости от состояния поверхности взлетной полосы может быть больше, равна или меньше коэффициента трения f . В следующей таблице даны примерные значения f и f' :

Поверхность ВПП	f	f'
Бетон	$0,03 \div 0,04$	$0,06$
Твердый грунт	$0,05 \div 0,06$	$0,06$
Мягкий песчаный грунт	$0,12 \div 0,30$	$0,11 \div 0,23$
Сырой вязкий грунт	$0,25 \div 0,35$	$0,20 \div 0,26$

Из формул (10.06), (10.08) и (10.09) получаем выражение для среднего ускорения при разбеге

$$j_{\text{ср}} = g \left(0,95 - \frac{P_{\text{ср}}}{G} - f' \right). \quad (10.10)$$

Величина в скобках является средней продольной перегрузкой при разбеге.

Как видим, ускорение разбега тем выше, чем больше тягово-оруженность самолета $\frac{P_{\text{ср}}}{G}$ и меньше коэффициент f' , который в основном зависит от характера аэродромного покрытия. Величина f' должна зависеть и от аэродинамического качества самолета. Например, при отклоненных закрылках, когда аэродинамическое качество ниже, чем при убранных, лобовое сопротивление и, следовательно, полное сопротивление самолета больше, значит, выше коэффициент f' . В таблице это не отражено: там даны значения f' для некоторого осредненного аэродинамического качества.

§ 5. Длина разбега

Можно рассматривать разбег как равноускоренное движение с ускорением $j_{\text{ср}}$. Тогда в безветрие время разбега

$$t_p = \frac{V_{\text{отр}}}{j_{\text{ср}}}, \quad (10.11)$$

средняя скорость

$$V_{\text{ср}} = \frac{V_{\text{отр}}}{2},$$

откуда длина разбега

$$L_p = V_{\text{ср}} t_p = \frac{V_{\text{отр}}}{2} \cdot \frac{V_{\text{отр}}}{j_{\text{ср}}},$$

или

$$L_p = \frac{V_{\text{отр}}^2}{2j_{\text{ср}}}. \quad (10.12)$$

Пример. При скорости отрыва 270 км/час длина разбега 1000 м. На сколько удлинится разбег, если летчик задержит отрыв до скорости 300 км/час?

На основании формулы (10.12), считая средние ускорения одинаковыми, получаем

$$\frac{L_{p2}}{L_{p1}} = \frac{V_{отр2}^2}{V_{отр1}^2} = \left(\frac{300}{270} \right)^2 = 1,23.$$

Длина разбега увеличится на 23%, т. е. на 230 м.

§ 6. Зависимость длины разбега от различных эксплуатационных факторов

Ветер. Независимо от ветра отрыв происходит при определенной воздушной скорости $V_{отр}$. Но скорость относительно земли в этот момент при встречном ветре меньше, а при попутном больше $V_{отр}$ на величину скорости ветра. Поэтому для разбега при встречном ветре требуется меньше времени и расстояния, а при попутном больше, чем при безветрии. Для расчетов в формулы (10.11) и (10.12) нужно подставлять вместо $V_{отр}$ величину $(V_{отр} \pm U)$, где U — проекция скорости ветра на направление взлета.

Ветер (в том числе и боковой) оказывает также небольшое влияние на величину $j_{ср}$, но этим влиянием практически можно пренебречь.

Пример. При взлете в безветрие длина разбега равна 1000 м, скорость отрыва 270 км/час (75 м/сек). Найти длину разбега при встречном ветре 15 м/сек.

Из формулы (10.12) находим ускорение в безветрие

$$j_{ср} = \frac{V_{отр}^2}{2L_{p1}}.$$

Теперь подставляем это выражение в формулу длины разбега при ветре

$$\begin{aligned} L_{p2} &= \frac{(V_{отр} - U)^2}{2j_{ср}} = \frac{L_{p1} (V_{отр} - U)^2}{V_{отр}^2} = \\ &= L_{p1} \left(1 - \frac{U}{V_{отр}} \right)^2 = 1000 \left(1 - \frac{15}{75} \right)^2 = 640 \text{ м.} \end{aligned}$$

Взлетный вес. Увеличение взлетного веса оказывает двоякое влияние: повышается скорость отрыва (нужна бóльшая подъемная сила) и уменьшается ускорение (инертнее самолет, несколько повышено сопротивление). И то и другое увеличивает длину разбега.

С увеличением веса на 1% на столько же повышается и $V_{отр}$, а $j_{ср}$ уменьшается несколько больше чем на 1%, особенно при взлете с мягкого грунта и при малой тяговооруженности. В итоге длина разбега у самолетов, взлетающих с твердого покрытия,

увеличивается более чем на 2%, а с мягкого грунта — на 2,5—3% и более. Для уточненного расчета следует использовать формулы или специальные графики, имеющиеся в описаниях самолетов.

Пример. При взлете с бетонной полосы длина разбега самолета с $G = 10\,000$ кг равна 860 м. Определить L_p при $G = 12\,000$ кг, если $P_{ст} = 7000$ кг.

Поскольку длина разбега пропорциональна $V_{отр}^2$ и обратно пропорциональна $j_{ср}$, то

$$\frac{L_{p_2}}{L_{p_1}} = \frac{V_{отр_2}^2}{V_{отр_1}^2} \cdot \frac{j_{ср_1}}{j_{ср_2}}.$$

При отрыве с одинаковыми углами атаки, если не учитывать силу P_y , из формулы (10.05) следует

$$\frac{V_{отр_2}^2}{V_{отр_1}^2} = \frac{G_2}{G_1};$$

по формуле (10.10)

$$j_{ср_1} = 9,81 \left(0,95 \frac{7000}{10\,000} - 0,06 \right) = 5,93 \text{ м/сек}^2,$$

$$j_{ср_2} = 9,81 \left(0,96 \frac{7000}{12\,000} - 0,06 \right) = 4,85 \text{ м/сек}^2.$$

Окончательно

$$\frac{L_{p_2}}{L_{p_1}} = \frac{12\,000}{10\,000} \cdot \frac{5,93}{4,85} = 1,47,$$

т. е.

$$L_{p_2} = 1,47 L_{p_1} = 1,47 \cdot 860 = 1250 \text{ м.}$$

Как видим, разбег увеличился на 47%, т. е. на 2,35% на каждый процент увеличения веса.

Определим теперь, на сколько процентов увеличится разбег этого же самолета, если взлет выполняется с мягкого грунта ($f=0,20$) — первый раз с весом 10 000 кг, а второй с весом 12 000 кг.

Находим:

$$j_{ср_1} = 9,81 \left(0,95 \cdot \frac{7000}{10\,000} - 0,20 \right) = 4,55 \text{ м/сек}^2,$$

$$j_{ср_2} = 9,81 \left(0,95 \cdot \frac{7000}{12\,000} - 0,20 \right) = 3,48 \text{ м/сек}^2,$$

$$\frac{L_{p_2}}{L_{p_1}} = \frac{12\,000}{10\,000} \cdot \frac{4,55}{3,48} = 1,57.$$

Как видим, увеличение разбега составляет 57%, т. е. почти 3% на 1% увеличения веса.

Температура воздуха. С повышением температуры наружного воздуха длина разбега увеличивается по двум причинам: возрастает скорость отрыва и уменьшается ускорение за счет падения силы тяги, причем действие второй из них примерно вдвое силь-

нее, чем первой. Понижение температуры вызывает уменьшение длины разбега. Для истребителей, взлетающих с бетона или твердого грунта, можно приближенно считать (при отклонениях температуры от стандартной не более чем на 45°), что на каждые 10° повышения температуры прирост длины разбега составляет 13%, а на каждые 10° понижения температуры разбег уменьшается на 10% (при неизменных оборотах двигателей).

Давление воздуха. От давления воздуха также зависят и скорость отрыва, и сила тяги, влияющая на ускорение разбега. Для истребителей, взлетающих с твердой полосы, можно приближенно считать, что повышение (понижение) давления на 10 мм рт. ст. приводит к уменьшению (увеличению) длины разбега на 2,8%.

Более точно влияние температуры и давления учитывается по специальным графикам, имеющимся в описаниях самолетов.

Высота расположения аэродрома. Влияние этого фактора сводится к влиянию изменений давления и температуры воздуха. Если считать, что эти изменения соответствуют стандартной атмосфере, то увеличение высоты на 500 м приводит к удлинению разбега приблизительно на 9%.

Режим работы двигателей. Использование того или иного режима работы двигателя влияет на величину ускорения и тем самым на длину разбега. Скорость отрыва от режима работы двигателя не зависит, если не считать влияния вертикальной составляющей силы тяги. Увеличение тяги на 25% (за счет перехода на максимальный или форсажный режим) сокращает длину разбега с твердого грунта на 20—25%, а повышение тяги в 1,5 раза — на 35—40%. При взлете с мягкого грунта влияние тяги на разбег еще больше.

Состояние поверхности аэродрома. От характера и состояния аэродромного покрытия зависит ускорение разбега. Особенно чувствительны к этому самолеты с малой тяговооруженностью.

Возьмем, например, самолет с тяговооруженностью $\frac{P_{ст}}{G} = 0,25$. По формуле (10.10) получим, что при увеличении f' с 0,06 до 0,20 ускорение понизится с 1,74 до 0,36 м/сек², т. е. почти в пять раз, во столько же раз увеличится длина разбега. При тяговооруженности 0,8 такое же ухудшение состояния полосы уменьшило бы ускорение и сократило разбег только в 1,25 раза.

Наклон взлетной полосы. При взлете с полосы, имеющей угол наклона θ (рис. 10.03), к ускорению, получающемуся при горизонтальном разбеге, добавляется с положительным или отрицательным знаком ускорение, создаваемое продольной составляющей $G \sin \theta$ силы веса. Величина этого добавочного ускорения равна $g \sin \theta$.

При отрыве необходимо преодолеть не силу веса G , как при горизонтальном разбеге, а $G \cos \theta$, для чего требуется меньшая скорость. Но так как угол θ мал, можно считать, что наклон полосы на скорость отрыва не влияет и сказывается на длине разбега только через ускорение.

Чем меньше тяговооруженность самолета, тем ощутимее влияние наклона поверхности аэродрома, так как добавочное ускорение $g \sin \theta$ составляет больший процент от исходного.

Пример. При взлете с горизонтальной полосы длина разбега равна 1000 м, скорость отрыва 270 км/час (75 м/сек). Определить длину разбега при взлете под уклон с полосы, имеющей угол наклона 2° .

При горизонтальном разбеге

$$J_{cp1} = \frac{V_{отр}^2}{2L_{p1}} = \frac{75^2}{2 \cdot 1000} = 2,81 \text{ м/сек}^2.$$

При взлете под уклон добавляется ускорение

$$g \sin \theta = 9,81 \cdot 0,035 = 0,34 \text{ м/сек}^2$$

и

$$L_{p2} = \frac{V_{отр}^2}{2J_{cp2}} = \frac{75^2}{2(2,81 + 0,34)} = 890 \text{ м}.$$

Угол атаки самолета. Отрыв самолета происходит при угле атаки $\alpha_{отр}$, которому соответствует $c_{y \text{ отр}}$. Однако разбег может

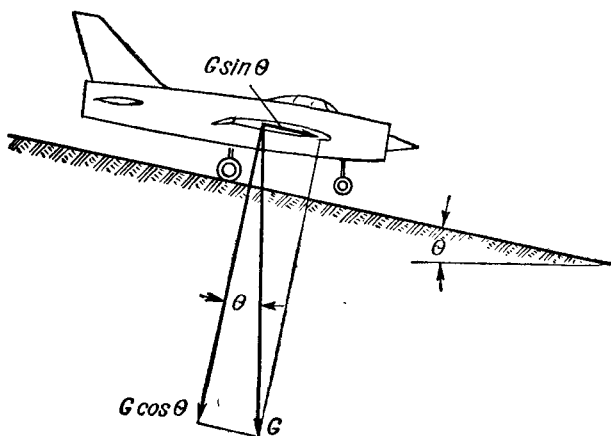


Рис. 10.03. Образование добавочной продольной силы при взлете с наклонной полосы

производиться при различных углах атаки — от стояночного до $\alpha_{отр}$. Чем меньше угол атаки, тем меньше лобовое сопротивление, но выше сопротивление трения, так как больше давление колес на землю. При взлете с бетонной полосы сопротивление трения колес играет меньшую роль, чем лобовое сопротивление, и выгодно совершать разбег при малом угле атаки, увеличивая его лишь перед отрывом. Наоборот, при мягком грунте важно уменьшить сопротивление трения и на разбеге выгодно использовать большие углы атаки, как можно раньше поднимать нос самолета. К тому же важно разгрузить носовую стойку шасси от усилий, возникающих из-за неровностей грунтовой или снеговой полосы.

У самолетов с большой тяговооруженностью силы сопротивления малы по сравнению с силой тяги, поэтому длина разбега почти не зависит от того, каков угол атаки при разбеге.

Гораздо сильнее влияет на длину разбега угол атаки при отрыве, так как от него зависит скорость отрыва. Уменьшение $\alpha_{отр}$ на 1° может вызвать увеличение разбега на 5—8%. Отсюда понятна причина большого «разброса» длин разбега у различных летчиков и даже у одного и того же летчика. Тренировка в этом отношении должна преследовать две цели: возможно более полное использование несущей способности крыла при взлете и недопущение излишнего увеличения угла атаки из соображений безопасности.

Применение механизации крыла. Закрылки отклоняются при взлете на $15\text{--}25^\circ$. При этом за счет уменьшения скорости отрыва сокращается на 15—20% длина разбега, несмотря на некоторое увеличение сопротивления. Чем больше угол отклонения закрывков, тем меньше скорость отрыва, но вместе с тем больше и дополнительное сопротивление. Расчеты показывают, что у самолетов с большой тяговооруженностью (истребители) возрастание сопротивления мало влияет на длину разбега и она получается наименьшей при полном отклонении закрывков. Однако к отрицательным сторонам полного отклонения закрывков относятся ухудшение разгона после отрыва, пониженная эффективность рулей при уменьшенной скорости отрыва и сильное уменьшение подъемной силы при убирании закрывков после взлета. Поэтому полное отклонение закрывков на взлете не практикуется.

§ 7. Взлетная дистанция

Длина воздушного участка взлета зависит от среднего угла наклона этого участка (рис. 10.01):

$$L_{\text{возд}} = \frac{25}{\text{tg } \theta}. \quad (10.13)$$

Обычно в результате тренировки у летчика вырабатывается навык подъема с таким углом θ , при котором скорость самолета нарастает не очень медленно (это важно из соображений безопасности полета) и не очень быстро (иначе возникают затруднения с подъемом шасси).

Если заранее известен прирост ΔV скорости на воздушном участке, то его длину можно определить на основании уравнения энергии (5.10), пренебрегая разницей между длиной траектории и ее горизонтальной проекцией:

$$L_{\text{возд}} = \frac{1}{n_x} \left(25 + \frac{V_{\text{ср}} \cdot \Delta V}{g} \right). \quad (10.14)$$

Среднюю продольную перегрузку n_x можно определить с помощью кривых P_p и Q_r или грубо приближенно по формуле

$$n_x = 0,85 \frac{P_{ст}}{G} - 0,15. \quad (10.15)$$

Пример. Найти длину воздушного участка взлета при следующих данных: $G=10\,000$ кг, $P_{ст}=7000$ кг, $V_{отр}=360$ км/час (100 м/сек), скорость на высоте 25 м — на 30% выше скорости отрыва.

Решение:

$$\Delta V = 0,3 \cdot 100 = 30 \text{ м/сек};$$

$$V_{ср} = 100 + \frac{30}{2} = 115 \text{ м/сек};$$

$$n_x = 0,85 \cdot \frac{7000}{10000} - 0,15 = 0,45;$$

$$L_{возд} = \frac{1}{0,45} \left(25 + \frac{115 \cdot 30}{9,81} \right) = \frac{1}{0,45} (25 + 350) = 835 \text{ м}.$$

Длина взлетной дистанции определяется сложением длин разбега и воздушного участка взлета. Для ориентировочных расчетов допустимо считать, что взлетная дистанция вдвое длиннее разбега.

В зависимости от подъема носа самолета отрыв может произойти при меньшей или большей скорости, что сильно сказывается на длине разбега. Однако взлетная дистанция от этого почти не изменяется, так как при более позднем отрыве круче и короче получается воздушный участок взлета.

Но длина взлетной дистанции сильно зависит от другого фактора: чем больше скорости желает набрать летчик к моменту достижения высоты 25 м, тем длиннее получается взлетная дистанция.

§ 8. Взлет с ускорителями

Для сокращения разбега на некоторых самолетах применяются ракетные стартовые ускорители — дополнительные двигатели, подвешиваемые снаружи и сбрасываемые после взлета. Обычно запаса топлива не хватает для работы ускорителей в продолжение всего разбега. Если включить ускорители в момент начала разбега, то придется заканчивать разбег без них. Можно поступить по-иному: начать разбег на основных двигателях, а затем включить ускорители с таким расчетом, чтобы они работали до самого отрыва.

Выясним, какой вариант выгоднее. Обозначим среднее ускорение разбега с неработающими ускорителями через j_1 , а с работающими (вместе с основными двигателями) — j_2 . На каком бы этапе разбега ни работали ускорители, за время их работы $t_{уск}$ получится прирост скорости $\Delta V_{уск} = j_2 t_{уск}$, для получения которого

без ускорителей потребовалось бы время, большее в $\frac{j_2}{j_1}$ раз, т. е. равное $\frac{j_2}{j_1} t_{\text{уск}}$. Следовательно, сокращение времени разбега за счет ускорителей равно

$$\frac{j_2}{j_1} t_{\text{уск}} - t_{\text{уск}} = t_{\text{уск}} \left(\frac{j_2}{j_1} - 1 \right).$$

Как видим, время разбега самолета при любом варианте работы ускорителей получится одинаковым. Но сокращение длины разбега существенно зависит от того, когда включены ускорители.

В начале разбега, когда скорость мала, сокращение времени дает небольшой выигрыш в расстоянии. Наоборот, в конце разбега каждая сэкономленная секунда выражается многими десятками метров пути. Таким образом, ускорители целесообразно использовать не в начале, а во второй части разбега.

Для иллюстрации разберем пример. Пусть $V_{\text{отр}} = 270 \text{ км/час} = 75 \text{ м/сек}$, ускорение с неработающими ускорителями $j_1 = 2 \text{ м/сек}^2$, с работающими ускорителями $j_2 = 3 \text{ м/сек}^2$, время работы ускорителей $t_{\text{уск}} = 15 \text{ сек}$. Рассчитаем три варианта разбега.

Вариант 1 — ускорители включены в начале разбега.

За время работы ускорителей самолет набирает скорость

$$\Delta V_{\text{уск}} = j_2 t_{\text{уск}} = 3 \cdot 15 = 45 \text{ м/сек}$$

и проходит расстояние

$$L_{\text{уск}} = t_{\text{уск}} V_{\text{ср}} = 15 \cdot \frac{45}{2} = 338 \text{ м.}$$

Для достижения скорости отрыва придется дополнительно без ускорителей затратить время

$$t_{\text{б. уск}} = \frac{V_{\text{отр}} - \Delta V_{\text{уск}}}{j_1} = \frac{75 - 45}{2} = 15 \text{ сек}$$

и пройти расстояние

$$L_{\text{б. уск}} = t_{\text{б. уск}} V_{\text{ср}} = 15 \cdot \frac{75 + 45}{2} = 900 \text{ м.}$$

Суммарное время разбега

$$t_{\text{р}} = 15 + 15 = 30 \text{ сек,}$$

длина разбега

$$L_{\text{р}} = 338 + 900 = 1238 \text{ м.}$$

Вариант 2 — ускорители включаются на разбеге и работают до конца разбега.

Как и в предыдущем варианте, за время работы ускорителей прирост скорости

$$\Delta V_{\text{уск}} = 45 \text{ м/сек.}$$

Значит, их нужно включить при скорости

$$V_{\text{вкл}} = V_{\text{отр}} - \Delta V_{\text{уск}} = 75 - 45 = 30 \text{ м/сек} = 108 \text{ км/час.}$$

Для достижения этой скорости без ускорителей потребуется время

$$t_{\text{б. уск}} = \frac{V_{\text{вкл}}}{j_1} = \frac{30}{2} = 15 \text{ сек},$$

за которое самолет пройдет путь

$$L_{\text{б. уск}} = t_{\text{б. уск}} V_{\text{ср}} = 15 \cdot \frac{30}{2} = 225 \text{ м.}$$

На втором этапе, с работающими ускорителями, самолет пройдет расстояние

$$L_{\text{уск}} = t_{\text{уск}} V_{\text{ср}} = 15 \cdot \frac{75 + 30}{2} = 788 \text{ м.}$$

Суммарное время разбега

$$t_p = 15 + 15 = 30 \text{ сек},$$

длина разбега

$$L_p = 225 + 788 = 1013 \text{ м.}$$

Вариант 3 — весь разбег с неработающими ускорителями:

$$t_p = \frac{75}{2} = 37,5 \text{ сек},$$

$$L_p = \frac{75^2}{2 \cdot 2} = 1410 \text{ м.}$$

Как видим, первый вариант использования ускорителей сокращает разбег только на 12%, а второй на 28%. При обоих вариантах время разбега сокращается на 7,5 сек.

§ 9. Схема посадки самолета

Аэродромная посадка (рис. 10.04) состоит из воздушного участка, включающего планирование, выравнивание, выдерживание и парашютирование, и пробега по земле. Граница между воздушным участком и пробегом называется приземлением.

Скорость самолета в момент приземления называется посадочной скоростью.

При планировании самолет обладает вертикальной скоростью снижения, для погашения которой служит выравнивание.

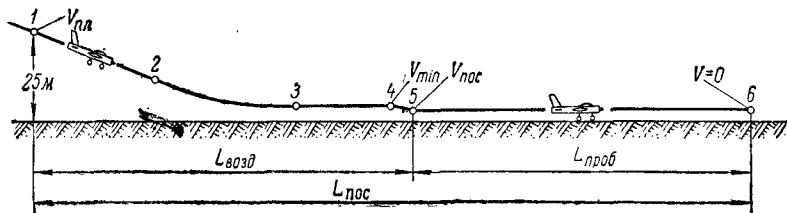


Рис. 10.04. Схема посадки:

1-2 — планирование; 2-3 — выравнивание; 3-4 — выдерживание; 4-5 — парашютирование; 5-6 — пробег

В конце выравнивания самолет движется горизонтально (или почти горизонтально), и если его колеса в этот момент касаются земли, то пробег может начаться сразу после выравнивания. Однако для уменьшения нагрузок на шасси и упрощения пробега целесообразно перед приземлением погасить скорость до минимально возможной величины. Этой цели служит выдерживание. Когда подъемная сила становится меньше веса самолета, начинается парашютирование — снижение с возрастающей вертикальной скоростью с высоты конца выдерживания. Эта высота не превышает нескольких десятков сантиметров, поэтому в момент приземления вертикальная скорость мала. Окончательно скорость самолета гасится до нуля при пробеге.

Суммарную длину горизонтальной проекции воздушного участка и пробега называют посадочной дистанцией. Ее началом считают точку, в которой самолет находится на высоте 25 м.

Возможны случаи, когда минимальная скорость достигается уже в конце выравнивания, тогда выдерживание отсутствует. Применяется посадка и без парашютирования, — когда в конце выдерживания нет зазора между колесами, на которые производится приземление, и поверхностью полосы. При такой посадке нагрузки на шасси снижаются до минимума.

§ 10. Посадочное планирование

Схема сил при планировании рассматривалась в предыдущей главе (рис. 9.13). Для установившегося планирования из формулы (9.13) получаем

$$\operatorname{tg} \theta = \frac{1}{K}. \quad (10.16)$$

Эту формулу можно использовать и при наличии тяги. В этом случае из лобового сопротивления вычитается сила тяги и качество как бы повышается.

Зная скорость и угол планирования, можно найти вертикальную скорость планирования по формуле (7.04).

Посадочное планирование выполняется с выпущенными закрылками и шасси, ввиду чего аэродинамическое качество невелико, особенно у сверхзвукового самолета с крыльями малого удлинения. При малом качестве угол планирования и вертикальная скорость велики, что затрудняет выравнивание. Поэтому планирование совершается с некоторой тягой, тем более что с оборотов малого газа затрудняется уход на второй круг.

Скорость самолета при планировании устанавливается инструкцией летчику. Ее величина выбирается такой, чтобы, с одной стороны, обеспечить безопасное выравнивание без выхода на критический угол атаки, а с другой, — не удлинять посадочную дистанцию за счет излишней скорости. При выпущенных закрылках не-

сущие свойства крыла повышаются и безопасность обеспечивается на меньшей скорости, чем при убранных закрылках.

При планировании с весом, превышающим нормальный, необходимо увеличивать скорость на 0,5% на каждый процент увеличения веса. При этом угол планирования практически не изменяется, так как все силы, показанные на рис. 9.13, увеличиваются пропорционально весу и их равновесие сохраняется. Не увеличивается лишь сила тяги, но это не имеет большого значения, так как тяга при планировании относительно невелика.

§ 11. Выравнивание

При выравнивании схема сил принципиально такая же, как и при выводе из пикирования (рис. 8.17). Поскольку угол планирования составляет всего несколько градусов, можно приближенно считать, что подъемная сила направлена вверх и разность сил Y и G создает вертикальное ускорение, гасящее вертикальную скорость планирования $V_{y\text{пл}}$:

$$j_{\text{верт}} = g \frac{Y - G}{G} = g(n_y - 1). \quad (10.17)$$

Продолжительность выравнивания равна

$$t_{\text{выр}} = \frac{V_{y\text{пл}}}{j_{\text{верт}}} = \frac{V_{y\text{пл}}}{g(n_y - 1)},$$

а потеря высоты при выравнивании

$$\Delta H_{\text{выр}} = V_{y\text{ср}} t_{\text{выр}} = \frac{V_{y\text{пл}}}{2} \cdot \frac{V_{y\text{пл}}}{g(n_y - 1)} = \frac{V_{y\text{пл}}^2}{2g(n_y - 1)}.$$

Во избежание выхода самолета на недопустимо большие углы атаки перегрузка n_y должна лишь незначительно превышать единицу. Как видно из формулы, потеря высоты на выравнивании пропорциональна квадрату вертикальной скорости планирования, которая в свою очередь пропорциональна скорости и углу планирования. Чем меньше эта величина, тем проще посадка. Отсюда понятна польза уменьшения $V_{y\text{пл}}$ за счет использования силы тяги¹.

В процессе выравнивания происходит уменьшение скорости по траектории, так как летчик увеличивает угол атаки, а продольная составляющая веса, направленная вперед, постепенно уменьшается и в конце выравнивания совсем исчезает. Но и в конце

¹ У самолетов с малым удлинением крыла тяга при выравнивании довольно значительна, велик и угол атаки, поэтому в создании перегрузки n_y заметную роль играет вертикальная составляющая силы тяги, и если преждевременно убрать обороты, то выравнивание может прекратиться и самолет приземлится на повышенной скорости.

выравнивания скорость должна быть достаточной для создания $n_y > 1$, т. е. должна быть больше минимально допустимой скорости горизонтального полета. Тем более это относится к скорости планирования, если учесть торможение при выравнивании.

§ 12. Выдерживание и парашютирование. Посадочная скорость

Выдерживание представляет собой торможение самолета в горизонтальном полете, схема сил при котором дана на рис. 8.08. Для лучшего торможения двигателя на выдерживании должны быть полностью задресселированы. Нередко в конце выравнивания высота бывает больше, чем это допустимо для парашютирования перед приземлением, тогда выдерживание производится с пологим снижением. Для сохранения подъемной силы летчик постепенно увеличивает угол атаки вплоть до посадочного, который может быть равен критическому или меньше его. После этого начинается парашютирование, при котором $Y < G$.

В конце выдерживания, когда скорость равна $V_{к.в.}$, $Y = G$, а угол атаки равен посадочному

$$c_{y_{\text{пос}}} S \frac{\rho V_{к.в.}^2}{2} = G.$$

За время парашютирования скорость дополнительно уменьшается, как показывает опыт, на 5—6%. Поэтому можно считать, что посадочная скорость равна

$$V_{\text{пос}} = 0,95 \sqrt{\frac{2G}{c_{y_{\text{пос}}} S \rho}}. \quad (10.18)$$

Посадочная скорость у всех самолетов меньше скорости отрыва. Помимо отмеченного влияния парашютирования, это объясняется тем, что посадочный вес меньше взлетного, а $c_{y_{\text{пос}}} > c_{y_{\text{отр}}}$, поскольку используется больший угол отклонения закрылков, а, кроме того, перед самым приземлением нет необходимости иметь запас угла атаки, как после отрыва.

Сравнение формул (10.18) и (10.05) показывает, что зависимость посадочной скорости от веса самолета, атмосферных условий и коэффициента подъемной силы такая же, как и скорости отрыва (см. § 3 настоящей главы).

§ 13. Ускорение при пробеге

Схема сил, действующих на самолет при пробеге, такая же, как и при разбеге (рис. 10.02), но с тем отличием, что вместо полной тяги двигателя создают небольшую тягу малого газа. Кроме того, за счет использования специальных устройств суммарное сопротивление $Q + F_{\text{тр}}$ больше, чем при разбеге.

Как и при разбеге (без учета вертикальной составляющей тяги),

$$Y + N = G.$$

Если пренебречь силой тяги, то величину продольного ускорения пробега можно рассчитать по формуле, которая получается из равенства (10.06)

$$j_{\text{проб}} = -g \frac{Q + F_{\text{тр}}}{G}. \quad (10.19)$$

Как видим, для более быстрого погашения скорости на пробеге можно использовать повышение лобового сопротивления и сопротивления трения.

Для создания дополнительного лобового сопротивления используются отклоненные еще на планировании закрылки, тормозные щитки, тормозные парашюты, выпускаемые после приземления. Эти средства наиболее эффективны в начальной стадии пробега, пока еще велик скоростной напор. Существенного возрастания лобового сопротивления можно достигнуть реверсированием тяги двигателей.

Сила трения увеличивается с помощью колесных тормозов. Для наибольшего использования их эффективности применяются автоматы торможения, удерживающие колеса на границе «юза», но не допускающие его.

§ 14. Длина пробега

Как и при разбеге, для приближенного расчета длины пробега можно пользоваться средней величиной ускорения, рассматривая движение как равнозамедленное с конечной скоростью, равной нулю, и начальной скоростью $V_{\text{пос}}$:

$$L_{\text{проб}} = \frac{V_{\text{пос}}^2}{2j_{\text{ср}}}, \quad (10.20)$$

где $j_{\text{ср}}$ — средняя абсолютная (т. е. без учета знака) величина ускорения торможения, определяемого по формуле (10.19).

Если за счет тех или иных устройств можно усилить торможение на некоторой части пробега, то сокращение пробега получится наибольшим в том случае, когда это делается в начале его, при больших скоростях движения (подобно тому, как ускорители выгодно использовать в конце разбега).

§ 15. Зависимость длины пробега от различных эксплуатационных факторов

Ветер. Влияние ветра на длину пробега такое же, как и на длину разбега. В формуле длины пробега при посадке с ветром нужно вместо $V_{\text{пос}}$ брать $(V_{\text{пос}} \pm U)$, где U — проекция вектора

ветра на направление посадки (знак «плюс» — при попутном ветре, «минус» — при встречном).

Посадочный вес. Вес самолета влияет на посадочную скорость в такой же мере, как и на скорость отрыва: $V_{\text{пос}}^2$ пропорционально G . Но в отличие от разбега ускорение пробега почти не зависит от посадочного веса. Дело в том, что с увеличением веса растет не только масса самолета, но и тормозящая сила: сопротивление трения пропорционально давлению колес на землю, т. е. весу, лобовое сопротивление — скоростному напору, а он тоже пропорционален весу.

В итоге длина пробега при прочих равных условиях изменяется прямо пропорционально весу.

Заметим, что при пробеге с использованием колесных тормозов для реализации большего сопротивления трения необходимо при увеличенном весе самолета усилить торможение. При малом весе это могло бы вызвать «юз».

Пример. При посадочном весе 6000 кг длина пробега равна 1000 м. Найти $L_{\text{проб}}$ при весе 6600 кг.

Вес увеличился на 10%, на столько же возрастет и длина пробега, т. е. она станет равной 1100 м.

Температура и давление воздуха. От температуры и давления воздуха зависит плотность воздуха и через нее посадочная скорость: $V_{\text{пос}}^2$ обратно пропорционально ρ . На величину ускорения пробега плотность воздуха не влияет: лобовое сопротивление одинаково при любых атмосферных условиях, так как уменьшение его за счет ρ компенсируется пропорциональным увеличением V^2 (скоростной напор во всех случаях одинаков).

Таким образом, длина пробега изменяется обратно пропорционально плотности воздуха, т. е. обратно пропорционально давлению и прямо пропорционально абсолютной температуре.

Приблизительно можно считать, что отклонение температуры от стандартной на 10° вызывает изменение длины пробега на 3,5%, а отклонение давления на 10 мм рт. ст. — на 1,3%.

Пример. При посадке в стандартных условиях на уровне моря длина пробега самолета равна 1000 м. Чему равен пробег при посадке на такую же полосу аэродрома, расположенного на 3 км выше уровня моря, где давление и температура стандартные?

По таблице стандартной атмосферы для $H = 3000$ м находим относительную плотность $\frac{\rho}{\rho_0} = 0,742$.

Следовательно,

$$L_{\text{проб}} = \frac{1000}{0,742} = 1350 \text{ м.}$$

Состояние поверхности посадочной полосы. Горизонтальная сила, действующая со стороны земли на тормозное колесо, зависит от степени торможения. Но существует некоторая максималь-

ная степень торможения, зависящая от сцепления покрышки с поверхностью полосы. Чем лучше сцепление, тем сильнее можно тормозить колесо, не опасаясь «юза». Наилучшее сцепление бывает при пробеге по сухому бетону; далее следуют мокрый бетон, сухой травянистый грунт, мокрый грунт. Совсем плохое сцепление наблюдается при обледенении полосы.

Таким образом, наименьшая длина пробега может быть получена на сухой бетонной полосе. Если бы колеса не имели тормозов, наибольшее сопротивление трения (в данном случае не сцепления, а качения) получилось бы при влажном мягком грунте.

Наклон посадочной полосы. В противоположность разбегу пробег удлиняется при движении самолета под уклон и сокращается при движении в гору за счет действия добавочного ускорения $g \sin \theta$, где θ — угол наклона полосы.

Пример. Посадочная скорость самолета равна 252 км/час (70 м/сек). Длина пробега под уклон ($\theta = 3^\circ$) при встречном ветре 5 м/сек равна 1000 м. Найти длину пробега при противоположном направлении посадки.

На основании формулы (10.20) длина пробега против уклона равна

$$L_{\text{проб2}} = \frac{(V + U)^2}{2j_{\text{ср2}}}$$

где $j_{\text{ср2}}$ — ускорение при пробеге против уклона.

Абсолютная величина $j_{\text{ср2}}$ больше ускорения при пробеге под уклон, так как добавочное ускорение $g \sin \theta$ направлено теперь назад, а не вперед:

$$j_{\text{ср2}} = j_{\text{ср1}} + 2g \sin \theta = \frac{(V_{\text{пос}} - U)^2}{2L_{\text{проб1}}} + 2g \sin \theta = \frac{(70 - 5)^2}{2 \cdot 1000} + \\ + 2 \cdot 9,81 \sin 3^\circ = 2,11 + 1,03 = 3,14 \text{ м/сек}^2.$$

Следовательно,

$$L_{\text{проб2}} = \frac{(70 + 5)^2}{2 \cdot 3,14} = 895 \text{ м.}$$

Как видим, в данном случае пробег при попутном ветре, но в гору оказался короче, чем при встречном ветре под гору. При более сильном ветре могло получиться и наоборот.

Угол атаки самолета. Для получения наименьшей длины пробега угол атаки самолета в конце выдерживания должен быть доведен до максимально возможной величины, чтобы обеспечить наименьшее значение $V_{\text{пос}}$. После приземления угол атаки должен быть таким, чтобы суммарная сила сопротивления была наибольшей. Чем больше угол атаки при пробеге, тем больше лобовое сопротивление, но меньше давление на полосу и сопротивление трения колес. Если коэффициент трения мал (пробег без тормозов или по скользкой полосе), то пробег выгодно совершать как можно дольше с поднятым передним колесом. Наоборот, когда возможно эффективное торможение (сухая полоса, исправные тормоза), то выгоднее как можно раньше опустить переднее колесо и максимально использовать торможение колес.

Применение тормозного парашюта и реверса тяги. Тормозной парашют является весьма эффективным средством сокращения пробега самолетов, имеющих большие посадочные скорости. По мере уменьшения скорости сопротивление парашюта быстро уменьшается, поэтому наиболее выгодно открывать парашют как можно скорее после приземления. Если на данном самолете руль высоты недостаточно эффективен, то приходится предварительно опустить переднее колесо во избежание удара им о землю. Но на некоторых самолетах допускается выпуск парашюта даже до приземления.

При своевременном открытии парашюта пробег может сократиться на 30—40 %.

Если ТРД оборудован реверсивным устройством, то можно получить на пробеге значительную отрицательную силу тяги, которая дает не меньший эффект, чем торможение колес. Реверс также целесообразно включать сразу после приземления.

§ 16. Посадочная дистанция

Для определения посадочной дистанции нужно сложить длину пробега с длиной воздушного участка. Последний характеризуется сочетанием потери высоты и скорости при малой кривизне траектории, поэтому рассчитать его длину можно по формуле (9.12):

$$L_{\text{возд}} = \left(25 + \frac{V_{\text{ср}} \cdot \Delta V}{g} \right) K_{\text{ср}}, \quad (10.21)$$

где $V_{\text{ср}}$ — полусумма скоростей планирования и посадочной;

ΔV — разность между этими скоростями;

$K_{\text{ср}}$ — средняя величина аэродинамического качества с учетом влияния шасси, закрылков и тяги двигателей.

Выпуск закрылков уменьшает аэродинамическое качество и одновременно среднюю скорость $V_{\text{ср}}$. Оба эти фактора уменьшают длину воздушного участка. К тому же уменьшается и длина пробега, поскольку закрылки уменьшают $V_{\text{пос}}$ и усиливают торможение. Следовательно, выпуск закрылков сокращает все участки посадочной дистанции.

Аэродинамическое качество можно уменьшить переходом на углы атаки, далекие от наивыгоднейшего. Однако это практически не удастся использовать для сокращения воздушного участка: на углах атаки, превышающих наивыгоднейший, не обеспечивается безопасность полета, особенно при выравнивании, когда увеличивается перегрузка, а при уменьшении угла атаки возрастает скорость планирования, так что сокращения дистанции не получается.

Уменьшить качество можно и с помощью тормозных щитков. Целесообразно их использовать как резерв в случае «промаза». Следует только иметь в виду, что при выпущенных закрылках и шасси добавочное сопротивление от тормозных щитков относительно невелико (15—25%).

§ 17. Особенности посадки с выключенным двигателем

Основным фактором, усложняющим посадку с выключенным двигателем, является большой угол планирования самолета. Это особенно характерно для сверхзвуковых самолетов с крыльями малого удлинения, имеющих сравнительно невысокое аэродинамическое качество. О них мы и будем говорить.

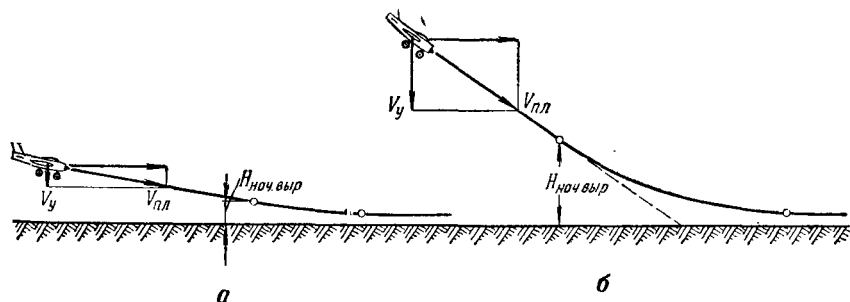


Рис. 10.05. Планирование и выравнивание:
а — с работающим двигателем; б — с выключенным двигателем

Большой угол планирования (рис. 10.05) затрудняет выравнивание: начинать его приходится на большой высоте, а это может привести к значительным ошибкам в оценке высоты, так как она определяется на глаз. К тому же и при правильном ее определении трудно начать выравнивание точно на нужной высоте из-за большой вертикальной скорости.

Самолет при длительном выравнивании теряет много скорости. Поэтому при планировании с выключенным двигателем нужно держать более высокую скорость, чем с работающим двигателем. Это в свою очередь дополнительно увеличивает вертикальную скорость, которая при выпущенном шасси достигает нескольких десятков метров в секунду. Очень важно сохранять скорость до самого начала выравнивания, так как при быстром снижении остается очень мало времени для восстановления скорости отжатием ручки от себя, если высота менее 1000—1500 м.

Для облегчения выравнивания можно применять так называемое «двойное выравнивание» (рис. 10.06). Планируя на повышенной скорости, летчик начинает первое выравнивание на заведомо большей высоте, чем это требуется для погашения вертикальной скорости.

Уменьшив угол планирования до величины, при которой он привык садиться с работающим двигателем, летчик прекращает выравнивание и выдерживает этот угол, продолжая снижаться. Конечно, при этом скорость самолета непрерывно падает, так как продольная составляющая силы веса меньше сопротивления. Вот для чего и нужен дополнительный запас скорости при планировании. Как показывает опыт посадок на современных сверхзвуковых истребителях, скорость при планировании с выключенным двигателем должна быть больше обычной на 130—150 км/час, а начинать первое выравнивание нужно на высоте 120—150 м.

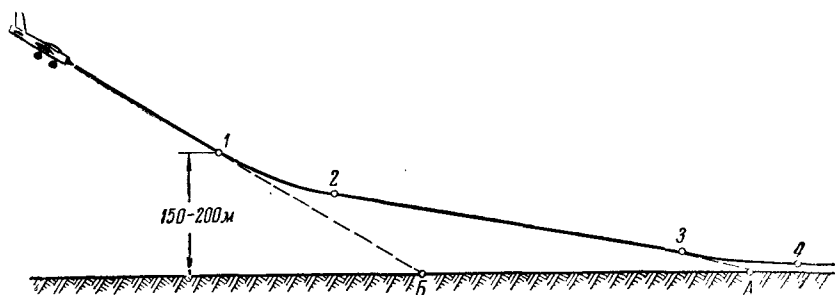


Рис. 10.06. Двойное выравнивание при посадке с неработающим двигателем:
1—2 — первое выравнивание; 3—4 — второе выравнивание

Тогда скорость самолета к моменту подхода к земле будет достаточной для выполнения второго выравнивания, которое ничем не отличается от обычного выравнивания, привычного для летчика.

Расчет на посадку при неработающем двигателе иной, чем при работающем. Как видно из рис. 10.06, самолет до первого выравнивания планирует в некоторую точку Б. Расстояние от этой точки до точки А, в которую он планирует при обычной посадке, должно быть заранее известно летчику. Оно определяется опытным путем, так же как и высоты точек маршрута захода на посадку, в которых производятся развороты и выпуск шасси.

После выхода на прямую посадки у летчика есть возможность уточнить расчет выпуском закрылков. Но так как закрылки уменьшают аэродинамическое качество, лучше планировать, не выпуская их до тех пор, пока не станет ясно, что расчет произведен с перелетом. Слишком ранний выпуск закрылков может привести к недолету.

Если при посадке получается некоторый недолет, то выпустить закрылки следует после выравнивания, на выдерживании: создается некоторый запас подъемной силы (скорости), позволяющий продержаться в воздухе еще несколько десятков метров.

Для приобретения опыта в производстве вынужденной посадки с остановленным двигателем можно отказ двигателя ими-

тировать его дросселированием с одновременным выпуском воздушных тормозов. При этом планирование получается даже несколько круче, чем при реальном отказе двигателя с убранными тормозами.

В заключение отметим, что посадка с неработающим двигателем возможна лишь при условии, что отказ двигателя не лишает летчика возможности продолжать управление самолетом. В противном случае летчик должен катапультироваться на безопасной высоте.

§ 18. Безаэродромные взлет и посадка

Под безаэродромными взлетом и посадкой понимают взлет без разбега и посадку без пробега. Самолеты, приспособленные для такого взлета и посадки, отрываются и приземляются по вертикали. Вертикально направленная сила тяги при взлете превышает вес, а при посадке практически равна весу самолета. Она может создаваться либо неподвижно установленными основными двигателями (в этом случае самолет взлетает и садится хвостом вниз), либо специальными двигателями, оси которых перпендикулярны продольной оси фюзеляжа (тогда самолет все время сохраняет нормальное положение). Возможно также отклонение силы тяги с помощью поворота шарнирно закрепленных двигателей или отклонения их реактивной струи дефлекторами. У винтовых самолетов роль таких дефлекторов могут играть крылья, оборудованные системой закрылков, при обтекании которых поток от винтов отклоняется вниз на угол около 90° .

Самолет вертикального взлета и посадки должен быть оборудован газовыми или реактивными рулями, позволяющими поворачивать самолет вокруг его центра тяжести при отсутствии скоростного напора, а также связанной с этими рулями автоматической системой стабилизации.

Безаэродромный взлет самолета может осуществляться также с помощью катапульта или установок для наклонного старта. Для такого взлета можно приспособить обычный самолет, который затем производит посадку на аэродром.

На рис. 10.07 показан один из вариантов наклонного старта самолета. Перед стартом самолет устанавливается на наклонных направляющих. К хвостовой части фюзеляжа снизу подвешивается стартовый ракетный ускоритель, ось которого пересекает ось фюзеляжа под углом φ и проходит через центр тяжести самолета. После запуска и прогрева основного двигателя (ТРД) его тяга доводится до максимальной и одновременно включается ускоритель, тяга которого превышает вес самолета в несколько раз. Самолет начинает двигаться вдоль направляющих, причем после схода с них направление движения сохраняется, так как поперечная составляющая $P_{\text{уск}} \sin \varphi$ силы тяги ускорителя играет роль подъемной силы. Аэродинамическая подъемная сила практически

отсутствует, так как угол атаки близок к нулю. За несколько секунд работы ускорителя самолет набирает скорость, достаточную для создания необходимой подъемной силы. После прекращения работы ускоритель сбрасывается.

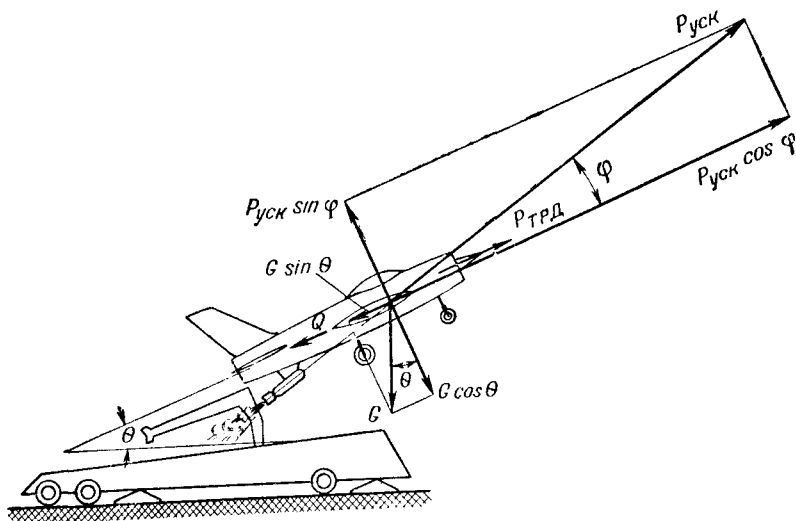


Рис. 10.07. Взлет со стартовой установки

Пример. Взлетный вес самолета 6000 кг, статическая тяга ТРД 3000 кг, тяга ускорителя 18 000 кг, время его работы 3 сек, угол наклона направляющих $\theta = 15^\circ$; площадь крыла 20 м², $c_{x_0} = 0,018$. Определить необходимый угол φ установки ускорителя и скорость самолета в конце работы ускорителя.

Для прямолинейности полета с углом подъема θ необходимо, чтобы

$$P_{\text{уск}} \sin \varphi = G \cos \theta,$$

откуда

$$\sin \varphi = \frac{G \cos \theta}{P_{\text{уск}}} = \frac{6000 \cdot \cos 15^\circ}{18000} = 0,32;$$

$$\varphi = 18^\circ 40'.$$

Рассчитаем ускорение самолета без учета лобового сопротивления; примем среднюю тягу ТРД на 5% меньше статической:

$$j = g \cdot \frac{P_{\text{уск}} \cos \varphi + 0,95 P_{\text{ст}} - G \sin \theta}{G} =$$

$$= 9,81 \cdot \frac{18000 \cdot \cos 18^\circ 40' + 0,95 \cdot 3000 - 6000 \cdot \sin 15^\circ}{6000} = 30 \text{ м/сек}^2.$$

За 3 сек самолет наберет скорость

$$V = 3 \cdot 30 = 90 \text{ м/сек} = 324 \text{ км/час.}$$

Посмотрим, что даст учет лобового сопротивления. При $V = 90 \text{ м/сек}$

$$Q = c_{x_0} S \frac{\rho V^2}{2} = 0,018 \cdot 20 \cdot \frac{0,125 \cdot 90^2}{2} = 182 \text{ кг}$$

Средняя величина сопротивления в течение 3 сек будет меньше половины рассчитанной величины, так как сопротивление **растет** по квадратичному закону. Она будет немногим больше 60 кг и создаст отрицательное ускорение около $0,1 \text{ м/сек}^2$, которым можно пренебречь по сравнению с положительным ускорением 30 м/сек^2 . Следовательно, учитывать сопротивление нет необходимости.





РАЗДЕЛ III

ПИЛОТАЖНЫЕ СВОЙСТВА САМОЛЕТА

Летно-тактические свойства самолета, определяемые его весом, аэродинамическими характеристиками, тягой и экономичностью двигательной установки, удастся в полете реализовать полностью только в том случае, когда самолет обладает благоприятными пилотажными характеристиками — устойчивостью и управляемостью.

Движение самолета определяется его взаимодействием с другими телами — землей, воздухом, газами, отбрасываемыми двигателем. Это положение можно сформулировать другими словами: движение самолета определяется воздействием внешних сил. Для осуществления различных режимов полета требуется полное или частичное равновесие внешних сил, действующих на самолет. Возможность уравновесить самолет в полете является первым требованием, предъявляемым к самолету в пилотажном отношении.

Второе важное требование: самолет должен быть устойчивым, т. е. способным без вмешательства летчика сохранять установленный режим полета. В полете на устойчивом самолете летчик имеет возможность отвлекаться для выполнения функций, не связанных с пилотированием, не нарушая безопасности полета.

Наконец, самолет должен обладать управляемостью, должным образом реагировать на действия летчика, связанные с изменением или сохранением режима полета. Это свойство самолета обеспечивает самую возможность полета на нем.

Между равновесием, устойчивостью и управляемостью самолета существует тесная взаимосвязь. Так, об устойчивости можно говорить только в том случае, когда имеется равновесие. Управляемость сильнейшим образом зависит от устойчивости, и для летчика характеристики устойчивости самолета важны прежде всего с этой стороны. Органы управления (рули) самолета одновременно являются и органами его уравнивания.

Ниже будут рассмотрены основные вопросы, касающиеся равновесия, устойчивости и управляемости самолета, причем будет дано более полное определение этих понятий.

ОСНОВНЫЕ СВЕДЕНИЯ О РАВНОВЕСИИ, УСТОЙЧИВОСТИ И УПРАВЛЯЕМОСТИ САМОЛЕТА

§ 1. Равновесие сил и моментов

Необходимым условием любого установившегося полета — горизонтального полета, набора высоты, планирования — является равновесие сил. Только в этом случае движение центра тяжести самолета будет прямолинейным и равномерным.

На величины и направления аэродинамических сил влияет ориентировка самолета относительно воздушного потока: угол атаки крыла, угол скольжения и угол крена.

Отсюда делаем вывод, что при неизменной скорости полета равновесие сил может сохраняться лишь тогда, когда самолет сохраняет свою ориентировку относительно воздушного потока, не стремится повернуться.

Вращение самолета возникает под действием сил, проходящих в стороне от его центра тяжести. Вращающий эффект силы можно оценить быстротой нарастания угловой скорости (угловым ускорением). Угловое ускорение пропорционально произведению силы на ее плечо, т. е. на расстояние между центром тяжести самолета и линией действия силы. Это произведение называется моментом силы относительно центра тяжести самолета. Направление вращения, возникающего под действием момента, называется направлением момента.

Чтобы вращение не возникало, необходимо взаимно уравновесить моменты всех сил.

Итак, для сохранения равновесия сил в полете необходимо также и равновесие моментов (балансировка самолета).

Равенство нулю суммы моментов всех сил, действующих на самолет, означает, что равнодействующая этих сил проходит через центр тяжести самолета. Если точку приложения равнодействующей аэродинамических сил, включая силу тяги, назвать центром давления самолета, то условие равновесия моментов можно сформулировать так: для равновесия моментов необходимо совпадение центра давления самолета с его центром тяжести.

Добавим, что равновесие моментов требуется не только для полета без вращения, но и для полета с равномерным вращением, например, для выполнения установившегося виража. Дело в том, что наличие неуравновешенного момента приводит не просто к вращению, а к ускоренному (или замедленному) вращению: вращение с постоянной угловой скоростью свидетельствует о равновесии моментов.

§ 2. Основные оси самолета

Любое вращение самолета вокруг его центра тяжести (ЦТ) можно разложить на вращения вокруг трех взаимно перпендикулярных осей x , y и z , проходящих через ЦТ (рис. 11.01).

Направление оси x можно выбрать по-разному. Направив ее вдоль вектора скорости самолета, мы получим скоростную систему осей; если связать ось x с самолетом, сделав ее параллельной хорде крыла или оси фюзеляжа, то получится связанная система. В обеих системах ось y лежит в плоскости симметрии самолета.

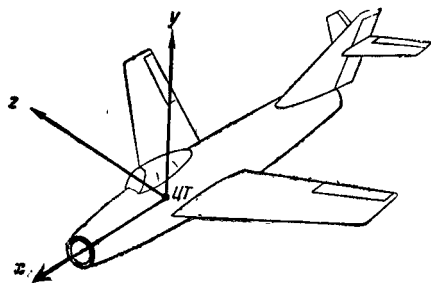


Рис. 11.01. Оси самолета

В связанной системе ось x также находится в плоскости симметрии. В скоростной системе ось x не совпадает с этой плоскостью, если самолет летит со скольжением, т. е. движется под углом к своей плоскости симметрии.

Ось z перпендикулярна к осям x и y . Когда самолет летит без скольжения, то оси z

обеих систем, будучи перпендикулярными к плоскости симметрии, совпадают между собой, а оси x и y связанной системы отклонены от одноименных осей скоростной системы на угол, равный углу атаки крыла.

Обычно при изучении устойчивости и управляемости пользуются связанными осями. Однако приходится рассматривать вращения и вокруг скоростных осей. Заметим, что в предыдущих главах, в частности, при изучении маневренности, мы пользовались скоростными осями.

Чтобы избежать путаницы, оси связанной системы обычно обозначают x_1 , y_1 , z_1 .

Соответственно трем осям имеем следующие моменты:

1. Продольный момент, или момент тангажа M_z , стремящийся повернуть самолет вокруг оси z , т. е. изменить угол тангажа — угол между связанной осью x_1 и горизонтом.

Продольный момент может быть кабрирующим (стремится увеличить угол тангажа) или пикирующим.

2. Поперечный момент, или момент крена M_x , стремящийся повернуть самолет вокруг оси x , т. е. наклонить самолет.

3. Путьевой момент, или момент рысканья M_y , стремящийся повернуть самолет вокруг оси y , т. е. изменить курс самолета.

Для полного равновесия самолета, помимо равновесия сил, необходимо обеспечить также равновесие моментов относи-

тельно всех осей, а именно: продольное равновесие самолета, поперечное равновесие и путевое равновесие.

§ 3. Центровка самолета

Из всех частей самолета наибольшую аэродинамическую силу создает крыло. Даже небольшое изменение плеча этой силы приводит к сильному изменению момента. Поэтому важное значение имеет положение центра тяжести самолета относительно крыла — центровка самолета. Принято определять центровку расстоянием от ребра атаки крыла до ЦТ, измеренным вдоль хорды крыла и выраженным в процентах длины хорды.

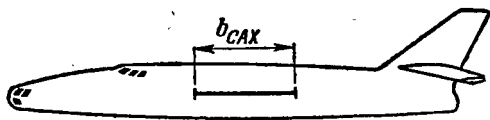


Рис. 11.02. Средняя аэродинамическая хорда на чертеже бокового вида самолета

Если крыло не прямоугольное, то центровка выражается в процентах средней аэродинамической хорды (САХ) — хорды фиктивного прямоугольного крыла такой же площади, кото-

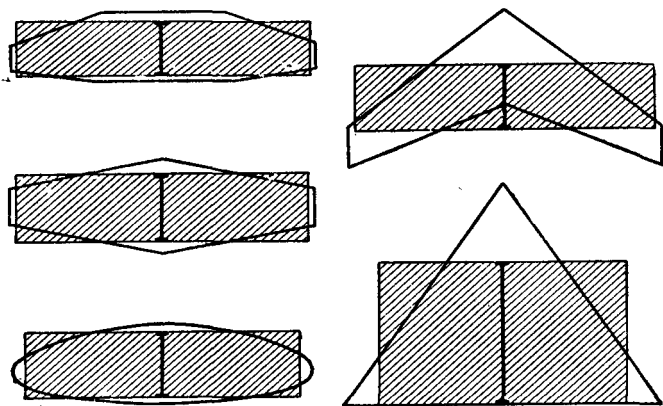


Рис. 11.03. Средние аэродинамические хорды крыльев

рое при равных углах атаки имеет одинаковые с данным крылом величину полной аэродинамической силы и положение центра давления.

САХ определяется расчетным или графическим путем по чертежу крыла и наносится на чертеж бокового вида самолета (рис. 11.02).

На рис. 11.03 показаны средние аэродинамические хорды для крыльев различной формы в плане.

Центровка в процентах САХ равна (рис. 11.04)

$$x_0\% = \frac{x_0}{b_{\text{САХ}}} \cdot 100, \quad (11.01)$$

где $x_0\%$ — центровка в процентах САХ;

x_0 — продольное расстояние от ЦТ до переднего конца САХ, м;
 $b_{\text{САХ}}$ — длина САХ, м.

Пример. Найти центровку самолета, если $x_0 = 0,5$ м; $b_{\text{САХ}} = 2,5$ м.

Решение: $x_0\% = \frac{0,5}{2,5} \cdot 100 = 20\%$.

Центровка самолета может измениться при добавлении, снятии или перемещении грузов на самолете.

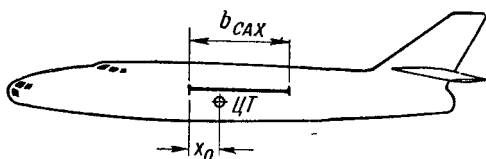
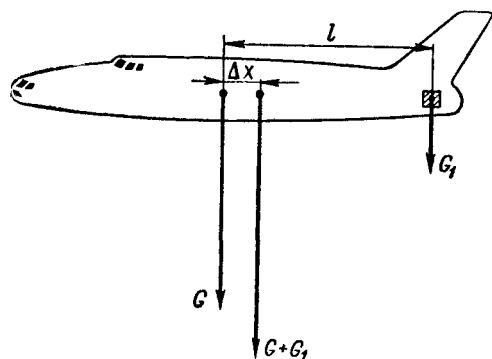


Рис. 11.04. К определению центровки самолета

Расчет изменения центровки производится следующим образом.

Пусть на самолет весом G добавлен груз G_1 позади ЦТ на расстояние l (рис. 11.05). Новый вес равен $G + G_1$ и ЦТ самолета относительно старого ЦТ смещен назад.



Расстояния Δx и $l - \Delta x$ должны быть обратно пропорциональны весам G и G_1 , т. е.

$$\frac{\Delta x}{l - \Delta x} = \frac{G_1}{G},$$

где Δx — смещение ЦТ;
откуда

$$\Delta x = \frac{G_1 l}{G + G_1}. \quad (11.02)$$

Рис. 11.05. Изменение центровки самолета при добавлении груза в хвостовую часть фюзеляжа

Изменение центровки в процентах САХ равно

$$\Delta x\% = \frac{\Delta x}{b_{\text{САХ}}} \cdot 100.$$

Формула для подсчета Δx годится и в случае добавления груза впереди ЦТ или снятия груза с самолета. Нужно лишь в каждом отдельном случае представлять, куда сдвинется ЦТ — вперед или назад.

Если груз добавляется спереди или снимается сзади, или же перемещается по самолету вперед, то ЦТ самолета смещается вперед и центровка становится более передней, т. е. уменьшается.

При добавлении или перемещении грузов назад, или же при снятии груза из передней части самолета центровка увеличивается, становится более задней.

Если груз G_1 не добавляется, а снимается, то в знаменателе формулы (11.02) вместо суммы нужно брать разность весов.

Пример. Определить центровку самолета после добавления в хвостовую часть груза в 100 кг на расстоянии 4 м от ЦТ, если при первоначальном весе 7900 кг самолет имел центровку 25% САХ; $b_{\text{САХ}} = 2,5$ м.

Решение:

$$\Delta x = \frac{100 \cdot 4}{7900 + 100} = 0,05 \text{ м};$$

$$\Delta x^0\% = \frac{0,05}{2,5} \cdot 100 = 2\%.$$

Центр тяжести сдвинулся назад, новая центровка равна:

$$x\% = 25 + 2 = 27\%.$$

Смещение центра тяжести при перемещении груза внутри самолета (например, при перекачке топлива из одного бака в другой) находится по формуле

$$\Delta x = \frac{G_1 l}{G}, \quad (11.03)$$

где l — расстояние, на которое переместился груз G_1 в самолете.

Изменение центровки самолета может оказать очень сильное влияние на его пилотажные свойства. Поэтому, в частности, на многих современных самолетах предусматриваются автоматические устройства, обеспечивающие такой порядок расходования топлива, при котором центр тяжести самолета изменяет свое положение лишь в небольших пределах. В случае отказа или отсутствия такой автоматики это регулирование может осуществлять экипаж самолета.

§ 4. Моменты, действующие на самолет

Моменты, действующие на самолет, могут быть различными по своему происхождению и характеру воздействия на самолет.

Нужно прежде всего иметь в виду, что при установившемся движении все моменты взаимно уравновешены и потому говорить об их воздействии на самолет не приходится. Можно говорить о воздействии дополнительных моментов, возникших по тем или иным причинам.

По своему происхождению эти моменты могут быть подразделены на моменты, вызванные действиями летчика, статические и вращательные. Ниже поясняются их возникновение и характер воздействия на самолет.

1. Моменты, вызванные действиями летчика. Наиболее важными из них являются рулевые моменты, возникающие при воздействии на органы управления — ручку и педали. Если рулевой момент создан в состоянии равновесия самолета, он является возмущающим и нарушает равновесие.

Рули являются также средствами балансировки, уравновешивания моментов, когда равновесие нарушено другими причинами.

Кроме рулевых, к рассматриваемому виду моментов следует отнести моменты, возникающие при отклонении закрылков, изменении режима работы двигателей, выпуске шасси, воздушных тормозов и тормозных парашютов, при сбрасывании подвесных баков, стрельбе из пушек, торможении колес на пробеге и т. д. Все эти моменты являются возмущающими, но некоторые из них иногда можно использовать и в качестве уравнивающих.

2. Статические моменты, вызываемые изменением на некоторую величину угла атаки или угла скольжения (либо из-за поворота самолета, либо из-за порыва ветра сбоку, снизу или сверху). Если этот момент стремится ликвидировать вызвавшее его изменение угла, он называется стабилизирующим, а в противном случае — дестабилизирующим. Например, если вследствие увеличения угла атаки возник добавочный пикирующий момент, то он является стабилизирующим, а если кабрирующий — дестабилизирующим. Другой пример стабилизирующего момента — путевой момент, возникающий при скольжении на правое крыло и стремящийся завернуть самолет вправо, т. е. на уменьшение скольжения.

3. Вращательные моменты, возникающие при вращении самолета вокруг данной оси. Как правило, они направлены против вращения, т. е. стремятся погасить вращение (демпфирующие моменты). Но иногда наблюдаются моменты, стремящиеся еще больше ускорить вызвавшее их вращение (моменты авторотации или самовращения). Эти моменты — аэродинамические. При вращении самолета вокруг какой-либо оси возникают моменты и относительно других осей, например, моменты рысканья и тангажа при вращении вокруг оси x или моменты крена и тангажа при вращении вокруг оси y . Такие «перекрестные» моменты могут быть аэродинамическими, центробежными и гироскопическими. Они подробнее рассматриваются в гл. 13.

§ 5. Рулевые моменты. Виды самолетных рулей

Для создания продольных рулевых моментов служит руль высоты, путевых — руль направления, поперечных — руль крена.

Наиболее употребительными на современных самолетах являются аэродинамические рули. Эти рули при своем отклонении от нейтрального положения создают аэродинамическую

силу, действующую не только на самый руль, но и на находящийся перед ним участок неподвижной поверхности — стабилизатора, киля или крыла (рис. 11.06). Однако руль перестает влиять на распределение давления по неподвижной поверхности при сверхзвуковой скорости потока, набегающего на руль, ибо в этом случае возмущения, создаваемые отклонением руля и распространяющиеся со скоростью звука, не могут распространяться против потока, движущегося с большой скоростью. Следовательно, эффективность аэродинамических рулей обычного типа значительно уменьшается при сверхзвуковых скоростях полета, а также при больших сверхкритических скоростях, когда перед рулем имеется область местных сверхзвуковых скоростей.

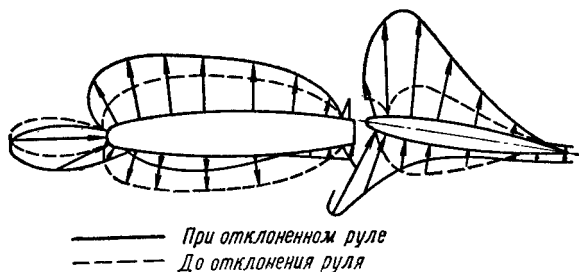


Рис. 11.06. Влияние отклонения руля на распределение давлений по поверхности стабилизатора при дозвуковом обтекании

Кроме того, как мы увидим дальше, при сверхзвуковых скоростях резко возрастают стабилизирующие продольные моменты, которые приходится преодолевать при изменении угла атаки крыла. Поэтому на сверхзвуковых самолетах применяют управляемый стабилизатор: здесь отклоняется все горизонтальное оперение, а не только его задняя половина¹. Одной из разновидностей аэродинамических рулей являются интерцепторы, применяемые в качестве рулей крена вместо элеронов или в дополнение к ним. Интерцептор представляет собой пластину, выдвигаемую вниз вблизи задней кромки крыла под прямым углом к его хорде. Повышение давления, возникающее перед интерцептором, увеличивает подъемную силу и создает необходимый момент крена. Известны и другие типы аэродинамических рулей.

Недостатком аэродинамических рулей является их малая эффективность при небольшой величине скоростного напора. Этот недостаток особенно чувствителен на самолетах, тяговооруженность

¹ При сверхзвуковых скоростях не наблюдается возрастания путевых и поперечных стабилизирующих моментов, поэтому, несмотря на уменьшение эффективности руля направления и элеронов, можно обойтись без замены этих рулей на управляемый киль и поворотное крыло.

которых позволяет им держаться в воздухе почти или совершенно неподвижно, а также при полетах в верхних слоях атмосферы. В таких случаях для управления самолетом можно использовать газовые и струйные рули. Газовый руль (рис. 11.07) помещается в газовую струю реактивного двигателя вблизи заднего среза сопла так, чтобы при отклонении руля струя могла отклониться от оси двигателя. Струйный руль (рис. 11.08) представляет собой сопло, расположенное на значительном расстоянии от центра тяжести самолета. При истечении из этого сопла воздушной или газовой струи создается реактивная сила, момент которой и используется для управления самолетом.

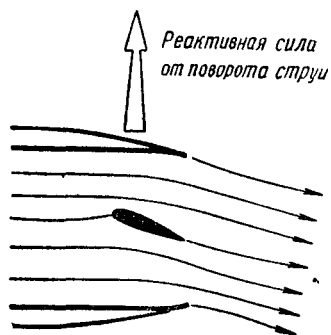


Рис. 11.07. Газовый руль



Рис. 11.08. Струйные рули крена

В качестве струйного руля можно использовать также реактивный закрылок. Создавая различное истечение газа из щелей правого и левого крыльев, летчик осуществляет поперечное управление самолетом.

§ 6. Статические моменты. Фокус самолета

Рассмотрим возникновение статических моментов, играющих решающую роль в обеспечении устойчивости самолета.

Продольный статический момент возникает при увеличении или уменьшении угла атаки. Он создается приростами аэродинамических сил (положительными или отрицательными). Поскольку момент силы лобового сопротивления (и ее прироста) относительно ЦТ очень мал (мало плечо), то можно практически учитывать лишь момент от прироста ΔY подъемной силы самолета (рис. 11.09).

Точка приложения прироста подъемной силы самолета, вызванного увеличением или уменьшением угла атаки, называется фокусом самолета.

Если фокус расположен позади центра тяжести самолета (как это показано на рисунке), то момент силы ΔY является стабилизирующим, потому что он стремится восстановить прежний угол атаки. Наоборот, при рас-

положении фокуса впереди ЦТ изменения угла атаки приводят к возникновению дестабилизирующих продольных моментов.

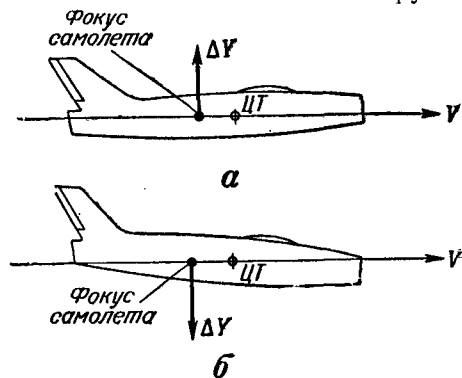


Рис. 11.09. Фокус самолета:
а — угол атаки увеличен; б — угол атаки уменьшен

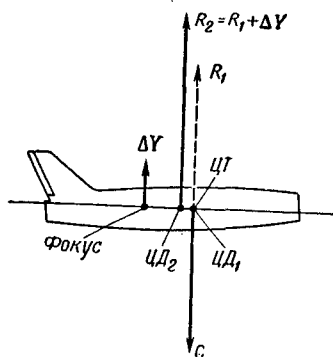


Рис. 11.10. Смещение центра давления самолета при увеличении угла атаки

Не следует смешивать фокус самолета с центром давления (ЦД). Когда самолет находится в равновесии, то его центр давления совпадает с центром тяжести. После увеличения угла атаки центр давления занимает промежуточное положение между ЦТ и фокусом, так как теперь равнодействующая аэродинамических сил (в том числе и тяги) равна геометрической сумме прежней равнодействующей, проходившей через ЦТ, и дополнительной силы ΔY , приложенной в фокусе (рис. 11.10).

Аналогично продольному образуется и поперечный статический момент при скольжении. Если точка приложения боковой силы $Z_{ск}$, вызванной скольжением, расположена позади центра тяжести (рис. 11.11), то момент получается стабилизирующим.

При скольжении возникает и статический поперечный момент. В этом случае, как правило, возрастает подъемная сила крыла, в сторону которого происходит скольжение (на рис. 11.11 — левого), и уменьшается подъемная сила другого крыла, что создает момент крена в сторону, обратную скольжению. К нему добавляется еще момент от боковой силы вертикального оперения, которая проходит выше ЦТ самолета.

Чем больше скоростной напор $\frac{\rho V^2}{2}$, который зависит от высоты и скорости полета, тем больше и статические (стабилизирующие или

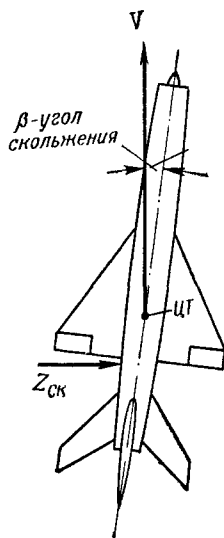


Рис. 11.11. Образование поперечного стабилизирующего момента

дестабилизирующие) моменты, хотя строгой пропорциональности между этими величинами при больших и особенно сверхзвуковых скоростях не получается из-за влияния числа M на характер распределения давления и величину коэффициентов давления.

§ 7. Демпфирующие моменты

Демпфирующие моменты, образующиеся при вращениях самолета, играют огромную роль в погашении колебаний и обеспечении хорошей управляемости самолета.

Продольное демпфирование (демпфирование тангажа) создается в основном стабилизатором. Пусть, например, у горизонтально летящего самолета появилось по какой-то причине вращение вокруг оси z в сторону кабрирования (рис. 11.12). За счет этого вращения стабилизатор приобретает некоторую скорость U , направленную вниз, которая, складываясь со скоростью V поступательного движения самолета, вызывает

Рис. 11.12. Увеличение угла атаки стабилизатора при вращении самолета в сторону кабрирования

прирост $\Delta\alpha$ угла атаки стабилизатора. Получается прирост подъемной силы стабилизатора, который и создает демпфирующий (в данном случае пикирующий) момент. Точно так же при вращении в сторону пикирования образуется демпфирующий кабрирующий момент. Помимо стабилизатора, демпфирующий продольный момент создают также крыло, фюзеляж и другие части самолета.

Демпфирование рысканья (путевое демпфирование) создается в первую очередь вертикальным оперением самолета, которое работает аналогично стабилизатору, демпфирующему вращение вокруг оси z .

Возникновение поперечного демпфирования (демпфирования крена) поясняется на рис. 11.13. Когда самолет вращается вокруг оси x , т. е. кренится, то сложение скорости U , создаваемой вращением, с поступательной скоростью V приводит

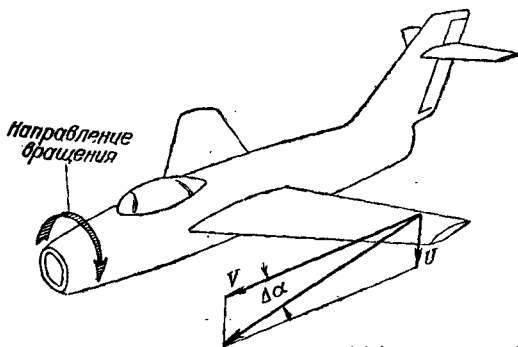


Рис. 11.13. Демпфирование крена

к увеличению угла атаки опускающегося крыла (особенно на конце, где вращательная скорость наибольшая) и к уменьшению угла атаки у поднимающегося крыла на величину $\Delta\alpha$.

Это изменение углов атаки вызывает увеличение подъемной силы у опускающегося крыла и уменьшение ее у поднимающегося, т. е. создает демпфирующий момент, тормозящий вращение самолета вокруг оси x .

Демпфирование является весьма полезным свойством самолета, поэтому недостаточность демпфирования очень нежелательна. Причиной слабого демпфирования крена могут быть:

— малый размах (крылья малых удлинений);

— малая площадь концевых частей крыла (крылья большого сужения, треугольные крылья).

Недостаточное демпфирование тангажа и рысканья бывает следствием малой площади или малого плеча хвостового оперения.

Рассмотрим зависимость демпфирующих моментов от высоты полета.

Если пренебречь зависимостью коэффициента c_H от числа M , то демпфирующий момент пропорционален произведению $\Delta\alpha \cdot \frac{\rho V^2}{2}$.

Посмотрим, будут ли равны демпфирующие моменты на разных высотах, если вращение происходит с одинаковой угловой скоростью. Разберем сначала случай, когда полет на малой и большой высотах происходит при одной и той же истинной скорости V . Тогда при одинаковых скоростях U на обеих высотах прирост $\Delta\alpha$ углов атаки будут равны. Но на большой высоте плотность воздуха ρ меньше, поэтому и демпфирующий момент будет меньше, чем на малой высоте.

Возьмем другой случай: полет происходит на малой и большой высотах с одинаковыми скоростными напорами $\frac{\rho V^2}{2}$, т. е. с примерно одинаковыми приборными скоростями. Но истинная скорость V_1 на большой высоте больше истинной скорости V_2 на малой высоте (рис. 11.14) и при одинаковых величинах U прирост $\Delta\alpha_1$ получится меньше $\Delta\alpha_2$. Значит, и в этом случае демпфирование на большой высоте будет хуже, чем на малой.

На некоторых самолетах для улучшения демпфирования применяются специальные демпферы. Это автоматические устрой-

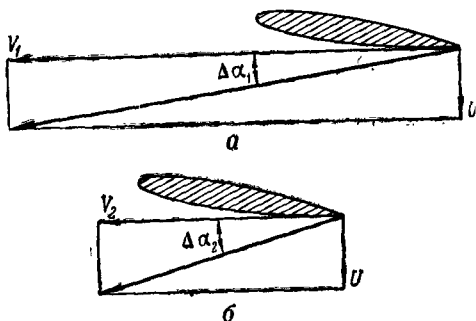


Рис. 11.14. Ослабление демпфирования с увеличением высоты при постоянной приборной скорости:

a — большая высота; b — малая высота

ства, которые реагируют на вращательное движение самолета, и, воздействуя на соответствующие рули, тем самым искусственно увеличивают демпфирующий момент самолета. В зависимости от того, вокруг какой оси необходимо улучшить демпфирование, могут применяться демпферы рысканья, тангажа и крена. Демпферы конструируют так, что они отклоняют рули пропорционально угловой скорости самолета, не вызывая при этом перемещений ручки или педалей управления.

§ 8. Устойчивость самолета

Самолет в полете подвергается воздействию турбулентности атмосферы. Кроме того, он может испытывать кратковременные возмущения, вызываемые действиями летчика (случайные отклонения рулей, отдача пушек). Под действием возмущающих моментов самолет приобретает вращение вокруг своих осей, в результате чего возникают статические и демпфирующие моменты, рассмотренные выше, а кроме того, нарушается и равновесие сил, приводящее к искривлению траектории и изменению скорости самолета. Таким образом, возмущения приводят к созданию дополнительных движений самолета как вращательных, так и поступательных. Суммарное движение самолета, получившееся от сложения исходного (невозмущенного) и дополнительных движений, называют возмущенным движением.

Возмущенное движение отличается от невозмущенного и после того, как возмущение прекратилось, причем его характер может быть как колебательным, так и неколебательным (апериодическим).

Возможны три случая развития возмущенного движения после прекращения действия возмущения: затухание дополнительного движения, усиление, незатухающие колебания с постоянной амплитудой. В первом случае самолет называют динамически устойчивым, во втором и третьем — динамически неустойчивым.

Следовательно, динамическая устойчивость есть способность самолета без вмешательства летчика восстановить через некоторое время после прекращения действия возмущающей причины первоначальный режим полета — скорость, высоту, перегрузку, направление полета (восстановить невозмущенное движение).

На рис. 11.15 показан пример динамической устойчивости, а на рис. 11.16 — динамической неустойчивости. В первом случае возмущенное движение имеет характер затухающих колебаний, а во втором — все более усиливающегося апериодического возрастания или уменьшения угла тангажа и уменьшения или нарастания скорости.

Обязательным условием восстановления режима является возвращение к первоначальным значениям углов атаки, скольжения, крена, иначе не восстановится равновесие сил. Значит, для динамической устойчивости обязательно нужны стабилизирующие моменты. Свойство самолета создавать при нарушениях равновесия стабилизирующие моменты называется его статической устойчивостью.

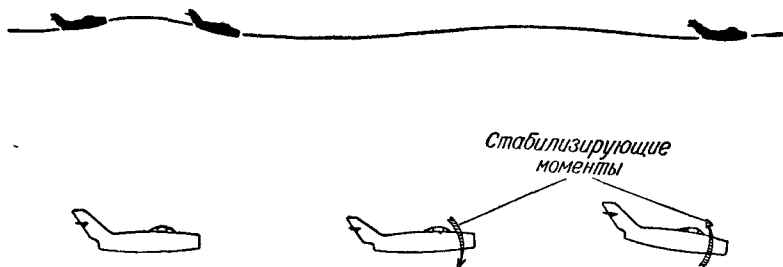


Рис. 11.15. Поведение динамически устойчивого самолета (внизу показаны стабилизирующие моменты, обеспечивающие статическую устойчивость)

Правда, одно наличие статической устойчивости не гарантирует, что у самолета есть и динамическая устойчивость, — нужны еще соответствующие демпфирующие и инерционные свойства, правильное соотношение характеристик статической устойчивости вокруг различных осей. Но если самолет статически неустойчив,

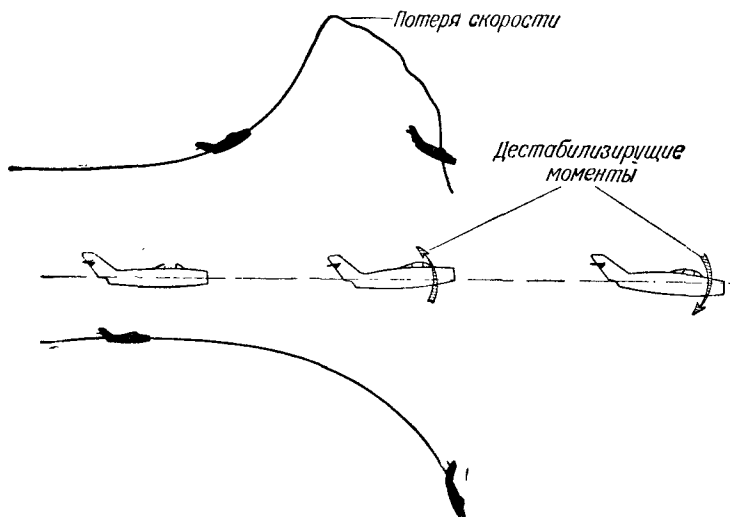


Рис. 11.16. Примеры динамической неустойчивости (апериодической)

т. е. создает дестабилизирующие моменты, он обязательно будет и динамически неустойчив. На рис. 11.15 и 11.16 схематически показана роль стабилизирующих и дестабилизирующих моментов.

Если при отклонении от состояния равновесия не возникают ни стабилизирующие, ни дестабилизирующие моменты, самолет называется статически нейтральным.

Так же, как и равновесие, можно рассматривать устойчивость продольную, путевую и поперечную. Однако ввиду того что скольжение создает одновременно и путевой и поперечный статические моменты, путевую и поперечную устойчивость (как и равновесие) часто рассматривают совместно, объединяя их термином боковая устойчивость.

При наличии у самолета устойчивости от летчика требуется меньшее напряжение внимания, повышается безопасность полета, а также достигается более точное пилотирование (при стрельбе, бомбометании, воздушном фотографировании и т. п.).

§ 9. Статическая устойчивость

Механизм продольной и путевой статической устойчивости очень прост: как видно из рис. 11.09 и 11.11, продольный стабилизирующий момент возникает сразу же, как только изменится угол

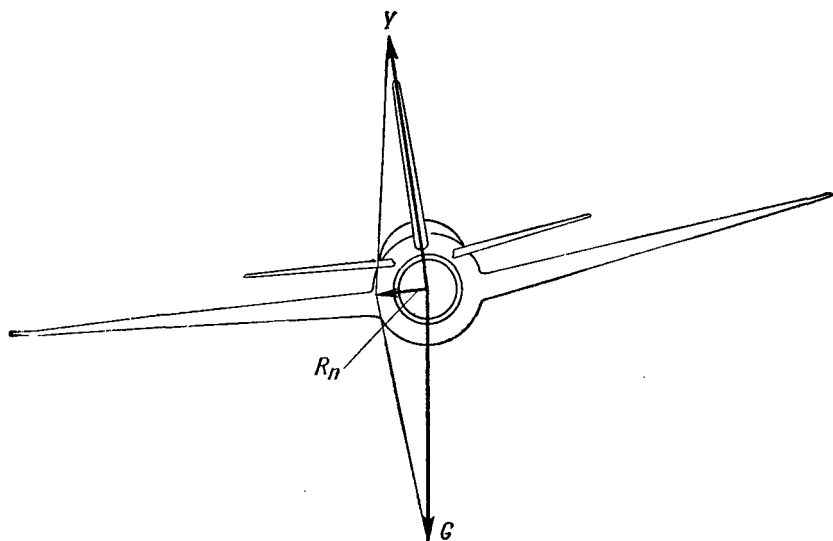


Рис. 11.17. Возникновение скольжения в сторону крена

атаки, а путевой — как только возникнет (или изменится) скольжение. Сложнее обстоит дело с поперечной статической устойчивостью: накрещение самолета непосредственно никаких статических моментов не создает. Нельзя считать стабилизирующим демп-

фирующий момент, который, остановив поперечное вращение, в это же мгновение сам исчезает. Если самолет накренился, то равнодействующая R_n подъемной силы и веса самолета (рис. 11.17) вызывает поперечное движение, т. е. возникает скольжение в сторону крена. Вот это скольжение и создает, как было указано в § 6 этой главы, статический поперечный момент, который, будучи направлен в сторону, обратную скольжению, стремится уничтожить крен.

Правда, за счет путевой статической устойчивости самолет поворачивает нос в сторону скольжения, но оно полностью не исчезает. Вот если летчик соответствующим отклонением руля направления полностью устранит скольжение (самолет при этом будет выполнять координированный маневр), то самолет не проявит никакого стремления выйти из крена.

Из сказанного видно, что статическая поперечная устойчивость есть свойство самолета создавать при скольжении поперечный момент в сторону, обратную скольжению. Это свойство проявляется и в тех случаях, когда скольжение возникает без крена, и тогда оно вызывает уже не устранение крена, а накренение самолета (например, при действии бокового порыва ветра, при отклонении руля направления).

§ 10. Динамическая устойчивость

Если внимательно присмотреться к возмущенному движению самолета, созданному нарушением равновесия, то можно заметить, что не все его элементы одинаково быстро изменяются во времени. Это и понятно: повороты самолета вокруг центра тяжести могут совершаться в течение немногих секунд и даже долей секунд, в то время как для значительного изменения скорости или направления полета требуются десятки или даже сотни секунд. Поэтому всякое возмущенное движение можно разделить на два типа: короткопериодическое, связанное с вращениями вокруг центра тяжести и незначительными перемещениями самолета вверх, вниз, вправо, влево, и длиннопериодическое, связанное с изменениями величины и направления скорости. Практически за счет демпфирования короткопериодическое движение успевает уже затухнуть, прежде чем заметно разовьется длиннопериодическое движение. Но надо иметь в виду, что лётчик не может предоставить самолет самому себе на многие десятки секунд, он все время «подправляет» его движение даже чисто машинально. Поэтому длиннопериодические возмущенные движения на практике обычно не наблюдаются и если они даже носят неустойчивый характер, летчик может этого не заметить. Наиболее ощутимы быстрые, короткопериодические движения. Короткопериодическое движение самолета упрощенно без учета смещений центра тяжести можно моделировать движением балансира 1 (рис. 11.18), который вращается вокруг оси 2, как самолет вокруг своего ЦТ. Пружины 3 действуют на балансир так же, как стабилизирующий момент на самолет, а

демпфирование модели обеспечивается жидкостью, налитой в сосуд. Ослабим винт 5 и резким движением ручки 4 выведем систему из равновесия, а затем вернем ручку в прежнее положение. Допустим, что в этот момент балансир оказался в крайнем положении, показанном пунктиром.

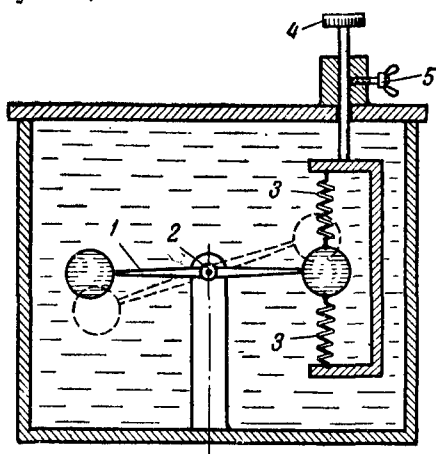


Рис. 11.18. Модель для пояснения динамической устойчивости

Сила пружин, которая, как и стабилизирующий момент самолета, пропорциональна углу отклонения системы от нейтральной, начнет возвращать балансир в нейтральное положение. Если жидкость обладает малой вязкостью, то под действием приобретенной инерции балансир пройдет дальше и остановится по другую сторону от нейтральной, но из-за демпфирования это отклонение (амплитуда) будет меньше предыдущего. Через некоторое время колебания затухнут и равновесие восстановится (рис. 11.19, кривая 1). В более вязкой жидкости колебания

затухнут быстрее (кривая 2), а если жидкость очень вязкая, то колебаний совсем не будет и балансир станет медленно приближаться к нейтральному положению, т. е. возмущенное движение

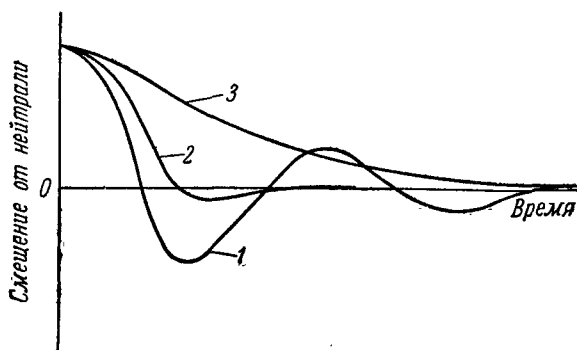


Рис. 11.19. Влияние демпфирования на характер короткопериодического возмущенного движения:
1 — слабое демпфирование; 2 — умеренное демпфирование;
3 — сильное демпфирование

будет аperiodическим (кривая 3). Аналогичное явление будет при умеренной вязкости, но очень слабых пружинах. Частота колебаний балансира тем больше, чем меньше его инертность, зависящая от массы и разнота грузов, и чем сильнее пружины.

Если применить сказанное к самолету, то можно утверждать, что при слабом демпфировании колебания самолета будут затухать медленно (например, при полете на больших высотах) и потребуются много времени для восстановления равновесия. Но и при чрезмерно большом демпфировании или слабой статической устойчивости возвращение в состояние равновесия также затянется, хотя колебаний не будет.

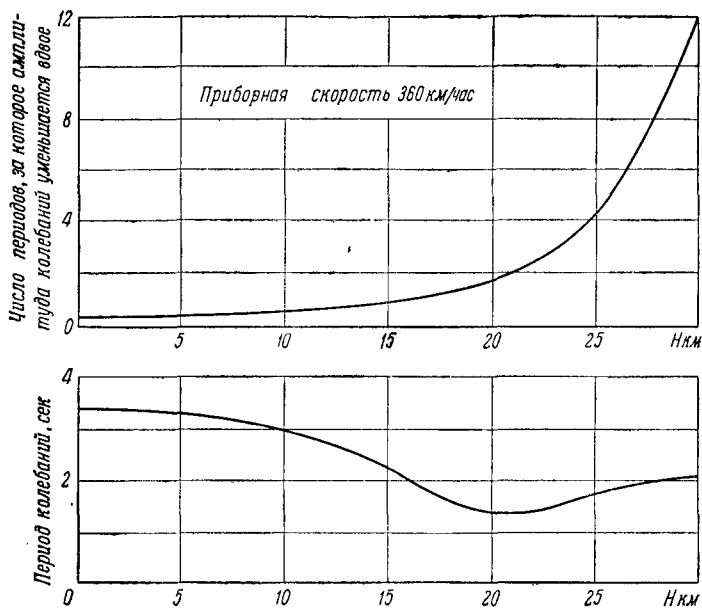


Рис. 11.20. Влияние высоты на демпфирование продольных колебаний (пример)

Частота колебаний самолета тем выше, чем меньше массы его частей и их разнос (удаление от ЦТ) и чем больше стабилизирующие моменты. Так, например, частота колебаний возрастает с увеличением приборной скорости (скоростного напора).

На рис. 11.20 приведен пример влияния высоты полета при неизменной приборной скорости на характеристики продольного возмущенного движения. Уменьшение периода колебаний на больших высотах (нижний график) объясняется ослаблением демпфирования и смещением назад фокуса самолета за счет увеличения числа M .

На верхнем графике кривая показывает значительное ухудшение динамической устойчивости на больших высотах: если у земли в данном примере амплитуда колебаний уменьшается наполовину менее чем за полпериода, то на высоте 20 км для этого потребуется

около двух периодов колебаний, а на высоте 30 км — 12 периодов. Причиной является уменьшение демпфирования.

Если с увеличением высоты, как это часто бывает, уменьшается приборная скорость, то возрастает период колебаний, что дополнительно увеличивает время успокоения колебаний.

Следовательно, в высотном полете следует избегать резких движений рулями во избежание колебаний с медленно затухающей амплитудой.

§ 11. Управляемость самолета

Под управляемостью понимается комплекс свойств самолета, характеризующих связь между воздействиями летчика на ручку и педали и реагированием самолета на эти воздействия.

Воздействия летчика количественно измеряются линейными отклонениями ручки или педалей (или же угловыми отклонениями рулей) и, что с точки зрения летчика более существенно, усилиями, которые он прикладывает к рычагам управления. Эти усилия мы для краткости будем называть усилиями летчика.

Как уже отмечалось выше, рули самолета имеют двойное назначение: они служат для балансировки (уравновешивания) моментов на определенных режимах полета и для временного нарушения балансировки с целью перевода самолета из одного режима полета в другой или выполнения неустановившихся маневров. Соответственно этому управляемость можно подразделить на статическую и динамическую: первая характеризует способность самолета уравниваться под действием рулей, а вторая — переходить под действием рулей из одного режима в другой или совершать неустановившиеся маневры.

У хорошо управляемого самолета должны быть:

1) легкое управление, т. е. приемлемые для летчика величины усилий на ручке и педалях при выполнении эволюций;

2) запас рулей — неиспользуемый угол их отклонения сверх потребного для совершения различных эволюций;

3) свойство обеспечивать «чувство» управления летчиком: отклонения ручки или педалей и усилия, ощущаемые летчиком, должны быть естественными и должны позволять ему судить о режиме полета и его изменениях;

4) отсутствие запаздывания на отклонение органа управления (самолет должен «ходить за рулями»);

5) точность реагирования на действия рулями: самолет должен точно выполнять желаемое летчиком или заданное движение.

Последние два свойства относятся к динамической управляемости, а остальные — к статической и динамической.

§ 12. Статическая управляемость

Статическая управляемость самолета характеризуется отклонениями органов управления (ручки, педалей, рулей) и усилиями, прикладываемыми летчиком, при балансировке самолета в различных установившихся режимах полета.

Статическая управляемость тесно связана со статической устойчивостью. Действительно, если самолет статически устойчив, то при изменении режима появляется стабилизирующий момент, который должен быть уравновешен рулевым моментом. Если самолет устойчив на всем диапазоне возможного изменения режима, то, чем сильнее изменен режим, тем больше стабилизирующий момент и требуется больше отклонить соответствующий орган управления, прикладывая большее усилие. Таким образом, статическая устойчивость позволяет летчику «чувствовать» изменения режима по усилиям и отклонениям ручки или педалей.

При значительной устойчивости могут возникнуть затруднения с обеспечением запаса рулей и легкости управления. Первое затруднение можно преодолеть подбором рулей соответствующей эффективности (например, увеличением площади аэродинамических рулей), а второе — применением какого-либо способа облегчения управления.

Самолеты, недостаточно устойчивые, требуют очень малых отклонений рулей и малых усилий, что ухудшает «чувство управления» и точность управления. Совсем плохо, когда самолет статически неустойчив: дестабилизирующие моменты приходится уравновешивать отклонениями рулей, обратными обычным, это полностью нарушает «чувство управления», делает отклонения и усилия неестественными, а нередко снижает безопасность полета. Примерами (они рассматриваются в следующих главах) являются: обратная реакция по крену на отклонение руля направления при поперечной неустойчивости самолета; необходимость обратного действия рулем высоты при появлении продольной неустойчивости на больших углах атаки.

Таким образом, упрощенное представление о противоположности таких качеств самолета, как устойчивость и управляемость, является неверным. Его можно допустить только в том смысле, что при увеличении устойчивости данного самолета (из-за изменения центровки или условий обтекания) возрастают требуемые отклонения рулей и усилия летчика.

§ 13. Динамическая управляемость

Динамическая управляемость оценивается отклонениями органов управления и усилиями летчика, необходимыми для выполнения неустановившихся маневров и переходов с одного режима полета на другой, а также характером короткопериодического возмущенного движения самолета при этих переходах.

Имеется непосредственная связь между динамической управляемостью и динамической устойчивостью, рассмотренной выше.

Разберем в качестве примера процесс изменения угла атаки или угла скольжения после быстрого отклонения на некоторый угол руля высоты или соответственно руля направления. На модели рис. 11.18 это соответствует быстрому перемещению на некоторое расстояние ручки 4.

Отклоненному положению руля соответствует новое равновесное положение самолета. Под действием рулевого момента самолет начнет ускоренно поворачиваться в сторону этого положения. Но вместе с вращением возникнет демпфирующий момент, а по

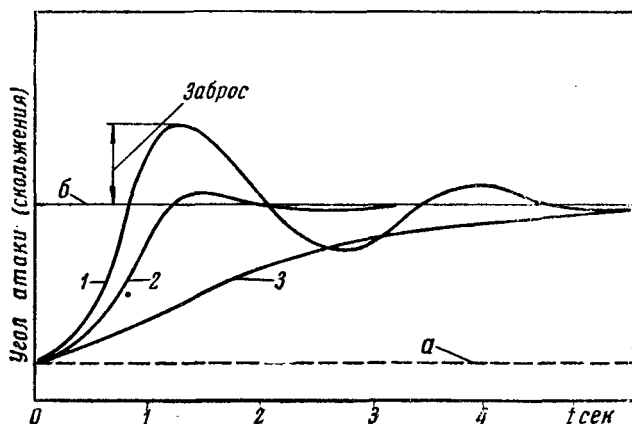


Рис. 11.21. Реагирование самолета на дачу руля высоты (направления):

- 1 — при слабом демпфировании; 2 — при умеренном демпфировании;
3 — при сильном демпфировании; а — исходное равновесное положение;
б — равновесное положение, соответствующее отклоненному рулю

мере отклонения от старого положения будет возрастать стабилизирующий момент, который в новом равновесном положении равен и противоположен рулевому. При слабом демпфировании самолет придет в это положение с большой угловой скоростью и по инерции пройдет его на некоторый угол. Это явление называется **забросом**. Далее будет продолжаться процесс затухающих колебаний около нового положения равновесия (рис. 11.21, кривая 1). При более сильном демпфировании заброс будет меньше и установление нового равновесия потребует меньше времени (кривая 2), однако при очень сильном демпфировании процесс может стать аperiодическим (кривая 3) и довольно длительным. Легко заметить полную аналогию с рис. 11.19.

Как видим, между отклонением руля и переходом самолета в новое равновесное положение имеется некоторое рассогласова-

ние во времени, запаздывание управления. Из трех кривых на рис. 11.21 наилучшей в этом смысле является кривая 2.

Если по какой-либо причине уменьшится статическая устойчивость, то рулевой момент для балансировки в новом положении потребует меньший. Но когда к самолету приложен меньший момент, то он медленнее переходит в новое состояние равновесия. Отсюда приходим к важному выводу: чем выше статическая устойчивость самолета, тем меньше запаздывание управления, самолет лучше «ходит за рулем». Это можно пояснить и иначе: чем выше статическая устойчивость (сильнее пружины на рис. 11.18), тем меньше период колебаний, а следовательно, меньше время, затрачиваемое на эти колебания.

Конечно, при создании самолета нужно снизить с помощью известных средств, описываемых ниже, потребные усилия летчика при повышенной устойчивости самолета.

Не меньшую роль в обеспечении динамической управляемости играет демпфирование. Особенно неприятно слабое демпфирование (кривая 1), способствующее длительным колебаниям. Попытки летчика погасить эти колебания обратными отклонениями руля могут быть успешными только при медленных колебаниях, а если их частота велика, то обычно получается обратный результат — «разбалтывание» самолета.

Значительное улучшение динамической управляемости и устойчивости на больших высотах (и вообще при недостаточном собственном демпфировании самолета) достигается применением автоматических демпферов: самолет «плотнее сидит в воздухе» при болтанке, повышается точность управления за счет уменьшения забросов и быстрого гашения колебаний, полет становится более безопасным, особенно при недостаточной статической устойчивости.

Мы разобрали процесс перехода от одного угла атаки или скольжения к другому. Однако очень часто в полете приходится незначительно изменять угол тангажа или делать довороты. В этих случаях летчик изменяет угол атаки или скольжения на короткое время, после чего восстанавливает примерно прежнее их значение. Следовательно, внесение угловых поправок должно выполняться двойными движениями органов управления независимо от степени устойчивости и демпфирования. Выдержка между прямым и обратным движениями ручки (педаль) определяется угловой скоростью поворота траектории, которая зависит от перегрузки и скорости полета.

§ 14. Способы облегчения управления аэродинамическими рулями

Аэродинамическая сила, возникающая на руле при его отклонении, создает момент относительно оси вращения руля (так называемый шарнирный момент), противодействующий от-

клонению руля и воспринимаемый летчиком в виде усилия на ручке (штурвале) или педалях.

Шарнирный момент возрастает с увеличением отклонения руля от его равновесного положения, площади и хорды руля и скоростного напора.

Кроме того, шарнирный момент зависит от того, как ориентирован самолет относительно потока и имеется ли вращение. Например, при увеличенном угле атаки или при вращении самолета в сторону кабрирования возникает некоторое давление на руль высоты снизу вверх.

При значительных отклонениях рулей и элеронов, особенно у скоростных самолетов и самолетов больших размеров, могут потребоваться для преодоления шарнирных моментов недопустимо большие усилия.

Снижение этих усилий достигается следующими путями:

а) уменьшением шарнирных моментов за счет использования аэродинамической компенсации; б) применением вспомогательных устройств (бустеров), воспринимающих вместо летчика частично или полностью шарнирный момент за счет постороннего источника энергии.

§ 15. Аэродинамическая компенсация

Существует много видов аэродинамической компенсации: роговая, осевая, закрытая (внутренняя), сервокомпенсация (рис. 11.22) и др. Действие любой из них сводится к приближению центра давления руля к оси его (руля) вращения.

Степень аэродинамической компенсации шарнирного момента может измениться в результате изменения характера распределе-

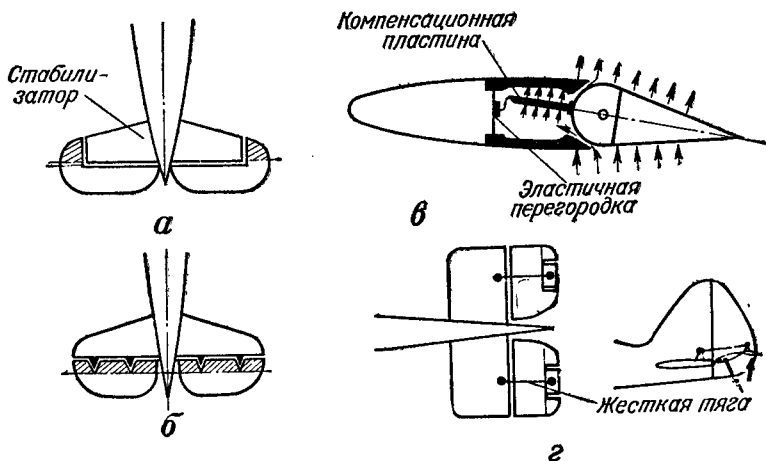


Рис. 11.22. Виды аэродинамической компенсации:

а — роговая; б — осевая; в — закрытая (внутренняя); г — сервокомпенсация

ния давлений по хорде руля. Такое явление наблюдается, в частности, при возникновении на руле волнового кризиса и ухудшает действие аэродинамической компенсации при больших скоростях полета. Наиболее подходящей для скоростных самолетов является закрытая (внутренняя) компенсация, но и она не лишена указанного недостатка. Достоинством этого вида компенсации является то, что компенсирующая часть руля при его отклонении не выходит за габариты профиля и не вызывает преждевременного волнового кризиса.

У многих современных самолетов бывает необходимо компенсировать более 90% шарнирного момента рулей и элеронов. Это предъявляет очень высокие требования к точности производства: небольшая ошибка в размерах может сильно изменить нагрузку на ручке или педалях. Например, если аэродинамическая компенсация вместо 98% получилась равной 97%, то вместо 2% шарнирного момента летчик воспринимает 3%, т. е. в 1,5 раза увеличивается требуемое усилие летчика.

Для регулирования усилия на ручке или педалях при неизменном положении руля применяется триммер, представляющий собой сервокомпенсатор с независимым управлением (тросовым, электромеханическим и т. д.). Регулируя триммер, можно подбирать желаемое усилие или полностью снять его. Большая эффективность триммера (несмотря на его малые размеры) объясняется тем, что при его отклонении изменяется распределение давлений и на поверхности руля подобно тому, как отклонение руля изменяет давления на стабилизаторе (рис. 11.06). Однако при сверхзвуковых скоростях полета триммер уже не влияет на распределение давления по рулю, ввиду чего его эффективность сильно уменьшается. Это относится и к сервокомпенсации.

§ 16. Бустерное управление

Бустерное управление рулями является разновидностью дистанционного управления, уже давно применяемого для отклонения закрылков и тормозных щитков, подъема и выпуска шасси и т. д. Оно основано на замене мускульной силы летчика силой, создаваемой специальным механизмом (гидравлическим, электрическим, пневматическим). В настоящее время чаще всего применяются гидроусилители, использующие силу давления жидкости.

На рис. 11.23 изображена схема управления с гидроусилителем, включенным по необратимой схеме, при которой силовой механизм (цилиндр с поршнем) воспринимает полностью шарнирный момент руля. При необратимом управлении между ручкой управления в кабине и рулем нет механической связи; ручка связана лишь с золотником, управляющим доступом жидкости (гидросмеси) в ту или другую половину силового цилиндра.

Поступление смеси начинается после смещения золотника от нейтрального положения. Чтобы получилось полное соответствие между перемещением ручки и перемещением руля, золотник помещен внутри поршня и всегда близок к нейтральному положению. Если летчик задержал ручку, то поршень, продвинувшись еще немного, тоже останавливается, так как золотник оказывается в нейтральном положении.

Таким образом, по положению ручки летчик может судить о положении руля, — так же, как и при управлении, не оборудованном бустером. Однако усилий от руля летчик не воспринимает. Для

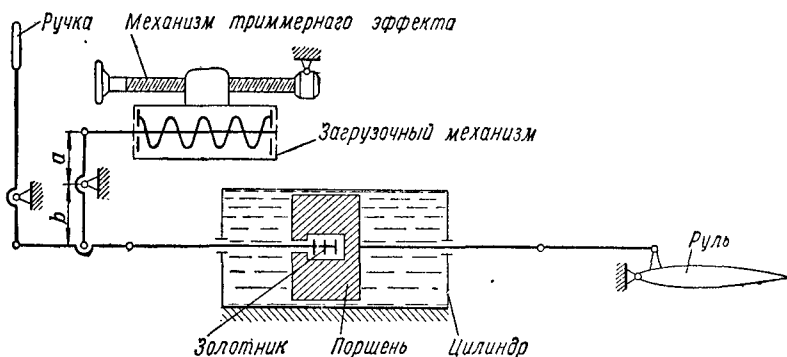


Рис. 11.23. Схема необратимой системы управления:
а, б — плечи качалки загрузочного механизма

обеспечения летчику «чувства» управления необратимая система снабжается загрузочным механизмом, искусственно создающим усилие на ручке. Простейший загрузочный механизм показан схематически на рис. 11.23. Усилия создаются пружиной: чем больше отклонение ручки, тем больше усилие. Однако такая имитация не вполне удовлетворительна, так как усилие должно зависеть не только от угла отклонения руля, но и от величины скоростного напора. Кроме того, желательно, чтобы не было резких изменений усилий на ручке в тех случаях, когда из-за изменения полетного числа M сильно изменяются требуемые отклонения руля. Поэтому более совершенные загрузочные механизмы автоматически корректируют усилие на ручке в зависимости от скоростного напора и числа M , а иногда и от перегрузки n_y .

Отсутствие механической связи руля с ручкой не позволяет использовать триммер для устранения усилия на ручке, так как отклонение триммера изменит только нагрузку силового цилиндра. Поэтому при необратимом управлении снятие усилия с ручки (или педалей) осуществляется механизмом триммерного эффекта. Возможная схема подобного механизма показана на рис. 11.23. Вращая штурвальный, летчик перемещает корпус загрузочного механизма, добываясь такого положения, при котором

усилие, создаваемое пружиной, становится равным нулю (это положение и показано на рисунке).

Обычный аэродинамический триммер при наличии необратимого управления может устанавливаться на руле в тех случаях, когда при отказе бустера предусматривается переход на ручное управление.

Иногда применяется гидроусилитель, включенный по обратной схеме (рис. 11.24), при которой силовой цилиндр не полностью воспринимает шарнирный момент: некоторая доля последнего передается через жесткую тягу непосредственно на ручку управления самолетом и воспринимается в виде определенного усилия летчиком. В отличие от необратимой системы здесь можно обойтись без загрузочного механизма, хотя его часто применяют.

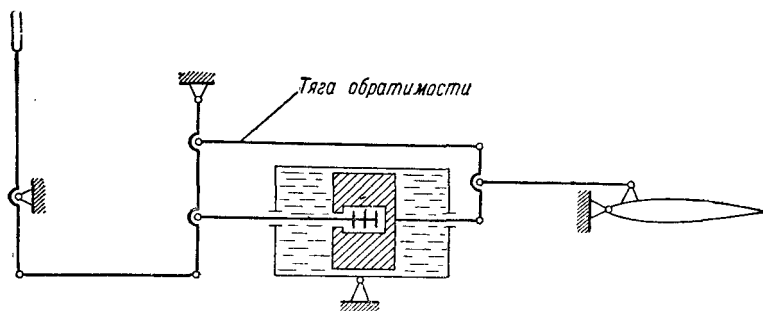


Рис. 11.24. Схема обратной системы управления

Необратимая система предпочтительна в тех случаях, когда наблюдаются резкие изменения шарнирного момента вследствие перераспределения давления по поверхности руля (волновой кризис, переход к сверхзвуковому обтеканию). При необратимой системе это вызовет только повышенную нагрузку силового механизма, а при обратной системе — также и соответствующий рост усилия на ручке. Вот почему для сверхзвуковых самолетов (которым приходится летать, конечно, и на дозвуковых скоростях) наилучшим следует считать необратимое управление. Оно также вполне пригодно и для управления газовыми или струйными рулями.

§ 17. Влияние трения и люфтов в системе управления на управляемость самолета

Трение в проводке управления может повлиять на управляемость самолета в том случае, когда для его преодоления требуются усилия летчика. В системах прямого управления рулями летчику приходится преодолевать трение во всех узлах системы — от ручки¹ до руля, при необратимом управлении — только от ручки до золотника. В этом одно из достоинств необратимого управления.

¹ То, что говорится о ручке, справедливо и для педалей.

При выполнении полета на каком-либо установившемся режиме ручка должна находиться в определенном положении. Если усилие с ручки снято триммером или механизмом триммерного эффекта, то при отклонении ручки от этого положения она стремится вернуться к нему: при прямом управлении — под действием шарнирного момента руля, при необратимом — под действием загрузочного механизма. Такое поведение ручки называется **самоцентрированием**.

Трение стремится нарушить самоцентрирование. Если, например, для преодоления трения требуется усилие летчика в 1 кг, то ручка может оставаться неподвижной в различных положениях, если в них усилие от загрузочного механизма или шарнирного момента меньше 1 кг. Летчик обнаруживает неправильное положение ручки по изменению режима полета. Тогда он перемещает ручку, но она снова может оказаться в неправильном положении. Потребуется новое вмешательство и т. д. При сильном трении в итоге может возникнуть **раскачка** самолета.

Чтобы обеспечить самоцентрирование ручки, при необратимом управлении используется предварительная затяжка пружины загрузочного механизма. Сущность этой меры заключается в том, что пружина начинает сжиматься только при условии, если приложенное к ней усилие превышает усилие предварительной затяжки, а если оно меньше, то ручка находится в равновесном положении. Для самоцентрирования нужно, чтобы действие предварительной затяжки преодолело силы трения.

Обеспечивая самоцентрирование, предварительная затяжка вместе с тем увеличивает усилие страгивания ручки: летчику приходится преодолевать сумму сил трения и предварительной затяжки. При большом усилии страгивания затрудняются мелкие отклонения ручки: ручка после страгивания отклоняется больше, чем нужно, и при недостаточном демпфировании получается заметное «забрасывание» самолета.

Таким образом, трение в управлении сказывается на точности пилотирования и усиливает утомляемость летчика.

Неблагоприятно сказываются на управляемости также люфты в управлении. Если имеется люфт на участке между загрузочным механизмом и золотником гидроусилителя, то после страгивания ручки руль отклоняется не сразу, а лишь когда будет выбран люфт. При наличии люфта между ручкой и загрузочным механизмом летчик ощутит усилие от последнего уже после того, как начал отклоняться руль и реагировать самолет. Это нарушение «чувства управления» может при недостаточном демпфировании вызвать «раскачку» самолета.

Из сказанного ясно, насколько важно сократить до минимума трение и люфты в управлении самолетом.



УСТОЙЧИВОСТЬ И УПРАВЛЯЕМОСТЬ САМОЛЕТА В ПРЯМОЛИНЕЙНОМ ПОЛЕТЕ

Вопросы устойчивости и управляемости, изложенные в общем виде в предыдущей главе, более детально рассматриваются здесь применительно к прямолинейному полету. Основное внимание уделяется влиянию на пилотажные свойства самолета различных факторов: режима полета и работы двигателя, центровки, форм самолета.

§ 1. Продольная устойчивость в прямолинейном полете

В прямолинейном полете случайные возмущения могут изменить величину угла атаки. Это приведет к изменению подъемной силы и перегрузки n_y — траектория начнет искривляться.

Необходимо, чтобы самолет стремился восстанавливать без вмешательства летчика первоначальную перегрузку. Это свойство самолета называется продольной статической устойчивостью по перегрузке. Восстановление перегрузки при данной скорости полностью обеспечивается восстановлением угла атаки, а для этого, как мы знаем, фокус самолета должен находиться позади его ЦТ. Это и есть условие устойчивости по перегрузке.

Но нарушение режима может выражаться в изменении не перегрузки, а скорости. Нужно, чтобы при увеличении скорости возникал кабрирующий момент, стремящийся увеличить угол атаки и в итоге уменьшить скорость, а при уменьшении скорости должен возникать пикирующий момент. Свойство самолета создавать такие стабилизирующие моменты при изменении скорости называется продольной статической устойчивостью по скорости.

Если при увеличении скорости появляется пикирующий момент, а при уменьшении кабрирующий, то самолет неустойчив по скорости.

Природа момента, возникающего при изменении скорости, может быть двоякой. Во-первых, увеличение скорости при неизменной перегрузке сопровождается уменьшением угла атаки, а уменьшение скорости — увеличением его. При этом возникает стабилизирующий или дестабилизирующий момент так же, как и при любом изменении угла атаки, т. е. вследствие несовпадения фокуса самолета с его центром тяжести. Во-вторых, при изменении скорости может сместиться центр давления самолета независимо от изменения угла атаки. Такого смещения центра давления нет только в том случае, если при постоянном угле атаки все моменты, действующие на самолет, изменяются от скорости полета в одинаковой степени, например, пропорционально V^2 ; тогда устойчивость по скорости, как и устойчивость по перегрузке, порождается только изменением угла атаки.

Одной из причин смещения центра давления самолета при изменении скорости независимо от угла атаки является влияние полетного числа M на распределение давлений.

§ 2. Продольная управляемость в прямолинейном полете

Статическую продольную управляемость самолета в прямолинейном полете можно характеризовать баланси́ровочными кривыми, которые показывают потребные для продольной балансировки величины отклонений ручки (кривая отклонений) и усилий летчика (кривая усилий) при различных скоростях полета.

На рис. 12.01 для примера изображена баланси́ровочная кривая отклонений руля высоты, полученная при летных испытаниях дозвукового самолета со стреловидным крылом в горизонтальном разгоне. Эта кривая показывает, например, что для продольного равновесия при $M=0,5$ руль высоты должен быть отклонен от нейтрального положения вверх на 2° , при $M=0,7$ — вниз на $0,5^\circ$, при $M \approx 0,95$ — вниз на $1^\circ,5$.

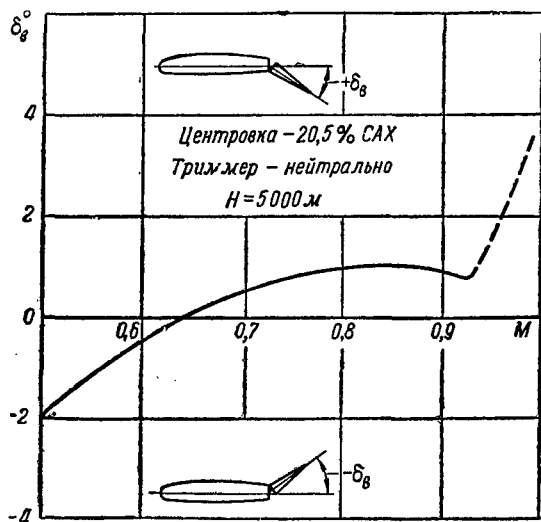


Рис. 12.01. Балансировочная кривая отклонений руля высоты в горизонтальном разгоне для самолета со стреловидным крылом

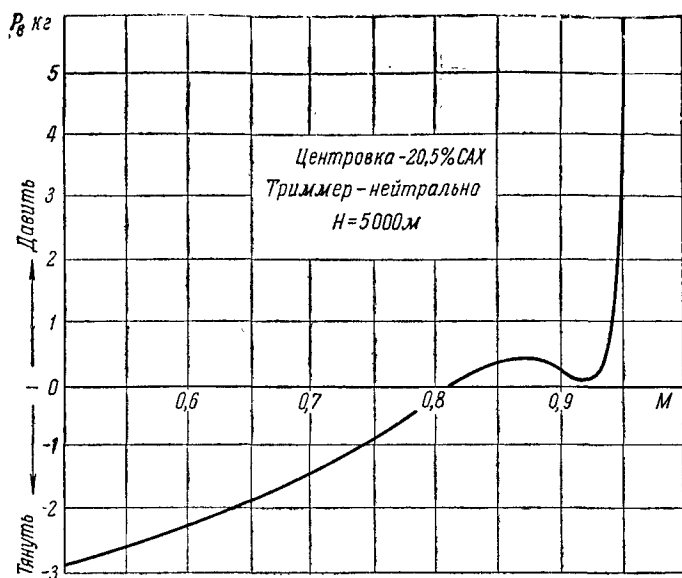


Рис. 12.02. Балансировочная кривая усилий на ручке от руля высоты в горизонтальном разгоне

Вместо чисел M можно отложить приборные скорости, а вместо углов отклонения руля — линейные отклонения ручки управления.

Балансировочная кривая усилий для того же самолета показана на рис. 12.02. Как видим, при данном положении триммера усилие на ручке равно нулю при $M=0,81$. Это — режим балансировки: здесь сбалансирован не только самолет, но и руль, так что летчик может на некоторое время бросить ручку. При других скоростях для продольного равновесия самолета придется прикладывать к ручке усилия. Например, при $M=0,55$ нужно тянуть ручку с силой 2,6 кг, а при $M=0,95$ — давить с силой 5—6 кг.

Балансировочные кривые, построенные для различных высот полета и центровок, а также различных положений закрылков, воздушных тормозов и шасси, позволяют обоснованно судить о запасе руля и легкости управления самолетом, о возможности точно пилотировать самолет и «чувствовать» управление.

Кроме того, по балансирующим кривым можно судить и о продольной устойчивости самолета.

Проанализируем в качестве примера кривые на рис. 12.01 и 12.02.

Из рис. 12.01 видно, что до $M=0,85$ увеличение скорости требует постепенного отклонения ручки от себя. Это говорит о наличии у самолета устойчивости по скорости до $M=0,85$: с ростом

скорости появляется дополнительный кабрирующий момент, который приходится уравнивать отклонением руля книзу.

При увеличении чисел M от 0,85 до 0,92 требуется отклонение ручки на себя, т. е. действие ручкой, обратное обычному. Это свидетельствует о продольной неустойчивости по скорости. При $M > 0,92$ самолет снова устойчив по скорости, причем в весьма сильной степени.

Из рис. 12.02 видно, что усилия на ручке до $M=0,87$ изменяются естественным образом: на малых скоростях они тянущие, на больших — давящие. При $M=0,87 \div 0,92$ летчик ощущает неестественное уменьшение давящего усилия с ростом скорости, а при $M > 0,92$ давящие усилия растут обычным образом, но очень сильно.

Если разгон на участке чисел $M=0,8 \div 0,95$ происходит очень быстро (например, с использованием форсажа или снижения), то переход от нарастания кабрирующего момента к его уменьшению, а затем к резкому нарастанию затрудняет точное выдерживание $n_y=1$. В частности, запаздывание с отдачей ручки от себя при $M > 0,92$ может вызвать появление большой перегрузки n_y .

Причины такого протекания балансировочных кривых мы рассмотрим ниже.

§ 3. Продольная динамическая устойчивость и управляемость

В § 10 и 13 предыдущей главы были даны общие сведения о динамической устойчивости и управляемости. Напомним, что эти свойства самолета оцениваются по характеру его возмущенного движения после случайных нарушений равновесия (устойчивость) или при действиях рулями (управляемость).

Рассмотрим продольное возмущенное движение самолета, который статически устойчив по перегрузке и по скорости (рис. 12.03). Допустим, что самолет получил некоторое приращение $\Delta\alpha$ угла атаки под действием кратковременного импульса от руля высоты или по другой причине.

Прирост подъемной силы ΔY , возникший из-за увеличения угла атаки и приложенный в фокусе самолета (рис. 12.03, а, положение 1), оказывает на самолет двойное действие: 1) сила ΔY искривляет траекторию ЦТ вверх; 2) стабилизирующий момент этой силы начинает ускоренно вращать самолет в сторону пикирования. Как поворот траектории, так и поворот самолета ведет к уменьшению первоначально созданного прироста угла атаки и подъемной силы.

Вращение самолета не будет равноускоренным, потому что пикирующий момент с течением времени уменьшается из-за падения силы ΔY и появления демпфирующего момента, растущего с ростом угловой скорости. Через некоторое время (обычно доли секунды)

последняя достигнет максимума и далее вращение будет уже замедляться, так как момент от сократившейся силы ΔY станет меньше демпфирующего момента. Наконец, наступит момент, когда полностью исчезнут $\Delta \alpha$ и ΔY (положение 2) и прекратится искривление траектории. Если бы в этот момент исчезло и вращение самолета, то он продолжал бы двигаться с прежним (равновесным) углом атаки, но уже не горизонтально, а с небольшим углом подъема. Но обычно вращение в положении 2 не успевает полностью прекратиться, вследствие чего создаются отрицательные вращения $\Delta \alpha$ и ΔY и траектория начинает искривляться в другую сторону. Когда вращение в сторону пикирования остановится, то на самолет будет действовать уже кабрирующий стабилизирующий момент (положение 3), который начнет вращать его в сторону увеличения угла атаки.

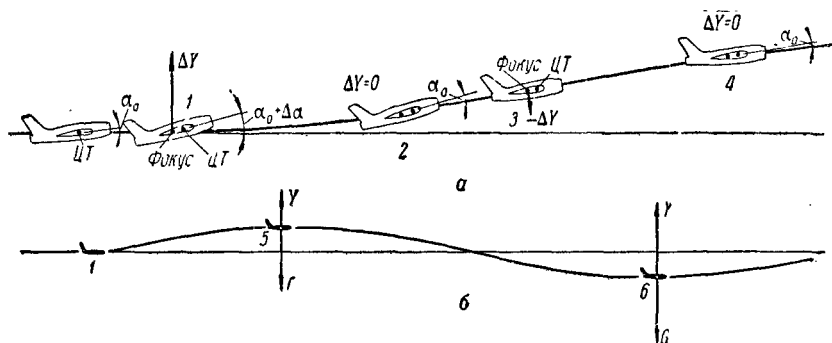


Рис. 12.03. Продольное возмущенное движение устойчивого самолета:
 а — начальный участок траектории (первый период быстрых колебаний); б — медленные колебания (масштаб траектории уменьшен)

Таким образом, возмущенное движение носит колебательный характер, однако обычно колебания затухают настолько сильно, что летчик замечает только первое искривление траектории (бросок самолета) вверх. Через 1—3 сек процесс восстановления угла атаки заканчивается и самолет оказывается в состоянии пологого набора высоты (положение 4). Как видим, после короткопериодических колебаний режим восстановился не полностью: угол атаки стал прежним, но появился наклон траектории. Скорость за такое короткое время не успевает заметно измениться.

Если летчик и дальше не будет вмешиваться в управление, то начнется длиннопериодическое возмущенное движение. Пологий подъем приведет к постепенному уменьшению скорости, а с ней и подъемной силы. Траектория начнет искривляться и в положении 5 (рис. 12.03, б) станет горизонтальной. Но здесь подъемная сила заметно меньше веса, поэтому искривление траектории вниз продолжается, но уже с нарастанием скорости и подъемной силы. Когда последняя станет равна приблизительно весу, кривизна

траектории исчезнет, но самолет продолжает снижаться, набирая скорость. Дальнейший рост подъемной силы выводит самолет из снижения. В нижней точке (положение 6) скорость и подъемная сила наибольшие; имея избыток подъемной силы, самолет снова переходит на подъем.

Итак, после того как затухли короткопериодические, быстрые колебания, связанные с изменениями угла атаки, наблюдаются медленные колебания, связанные с изменениями скорости. Медленные колебания имеют очень большой период. Его величина в секундах приблизительно в 8 раз меньше скорости, выраженной в километрах в час. Например, при $V=1600$ км/час период равен примерно 200 сек.

Заметим, что медленные колебания могут получиться только у самолета, продольно устойчивого по скорости. В противном случае при уменьшении скорости после положения 4 возникнет дестабилизирующий кабрирующий момент, который увеличит угол атаки и подъемную силу, траектория начнет искривляться кверху и самолет будет все более терять скорость.

Мы рассмотрели возмущенное движение, вызванное внезапным увеличением угла атаки за счет подъема носа самолета. Точно такое же движение (относительно воздуха) будет и в том случае, если самолет, летящий горизонтально, попадет внезапно в восходящий воздушный поток.

Если начальное возмущение представляет собой не увеличение, а уменьшение угла атаки, то также возникает возмущенное движение, похожее на описанное, но первоначальный бросок получается вниз.

Опыт показывает, что характер медленных колебаний с точки зрения летчика не имеет значения, важно лишь, чтобы не было неустойчивости по скорости.

Что касается быстрых колебаний, то их характер влияет на оценку летчиком поведения самолета в полете. Самое главное, чтобы колебания быстро затухали. Наилучшую оценку получают обычно самолеты, у которых вторая амплитуда колебаний меньше первой примерно в 10 раз. Имеет значение и период быстрых колебаний. Опыт показывает, что наилучшие отзывы летчиков по «плотности сидения в воздухе» в болтанку получают самолеты, имеющие большую статическую устойчивость по перегрузке (углу атаки). Очевидно, это связано с тем, что в противном случае, т. е. при недостаточной устойчивости по углу атаки, велик период колебаний и более вероятно попадание самолета в резонанс с частотой воздушных возмущений.

Как было установлено в предыдущей главе, быстрое демпфирование колебаний и высокая степень статической устойчивости обеспечивают и хорошую динамическую управляемость — «хождение самолета за ручкой». Это в полной мере относится к продольной управляемости.

§ 4. Зависимость продольной устойчивости и управляемости от центровки самолета

Стабилизирующий момент, обеспечивающий устойчивость по перегрузке, пропорционален расстоянию между ЦТ и фокусом самолета (рис. 11.09). Это расстояние, выраженное в процентах САХ, называется запасом центровки. Чем больше запас центровки, тем выше устойчивость по перегрузке, поэтому его называют также запасом устойчивости по перегрузке.

Чем более передней является центровка самолета при данном положении фокуса, тем он более устойчив по перегрузке, и наоборот.

Если разместить грузы на самолете так, что ЦТ самолета совпадет с его фокусом, самолет станет нейтральным. Центровку в этом случае называют нейтральной или критической. Легко видеть, что при нейтральной центровке запас центровки равен нулю. Если центровка больше нейтральной, т. е. ЦТ находится позади фокуса, то при изменении угла атаки возникает дестабилизирующий момент. В этом случае самолет является продольно неустойчивым по перегрузке. Всякое изменение центровки в полете в результате расходования или дозаправки топлива, сбрасывания бомб, перемещения грузов и т. п. приводит к изменению запаса продольной устойчивости по перегрузке.

Продольная устойчивость по скорости также повышается при более передней центровке, потому что увеличивается стабилизирующий момент, связанный с изменением угла атаки при изменении скорости.

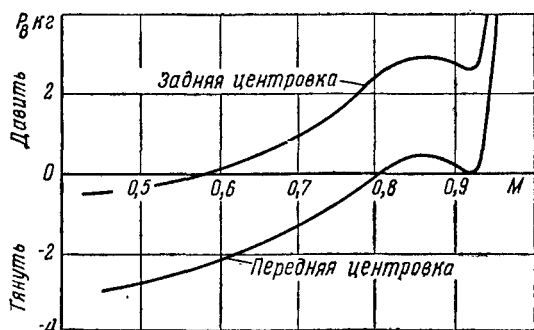
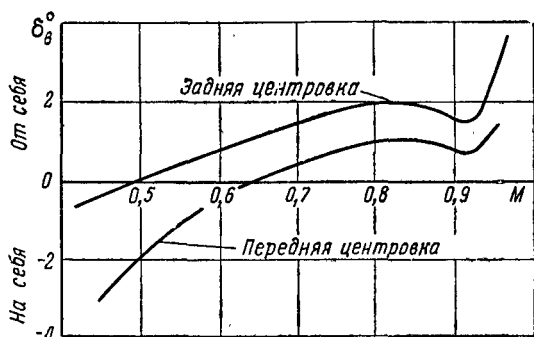


Рис. 12.04. Влияние центровки самолета на балансировочные кривые

Изменение центровки оказывает большое влияние на продольное равновесие: если при данном положении ручки центр тяжести сдвинуть вперед, то возникнет пикирующий момент, так как центр давления окажется позади ЦТ. Поэтому на любом режиме для балансировки при более передней центровке требуется более заднее положение ручки, и наоборот. Следовательно, при уменьшении центровки, т. е. смещении ЦТ вперед, балансировочные кривые смещаются вниз (рис. 12.04). Кроме того, повышение устойчивости делает диаграмму отклонений при передней центровке более крутой: для изменения скорости требуются большие отклонения ручки.

§ 5. Зависимость продольной устойчивости от форм и компоновки самолета

Одна и та же центровка не обеспечивает еще определенного, одинакового для всех самолетов и всех режимов полета, запаса устойчивости. Объясняется это различным положением фокуса самолета. При более заднем положении фокуса устойчивость самолета выше.

Прирост ΔY подъемной силы самолета, возникающий за счет изменения угла атаки и изображенный на рис. 11.09, можно рассматривать как сумму нескольких параллельных сил: прироста $\Delta Y_{кр}$ подъемной силы крыла, прироста $\Delta Y_{г.о.}$ подъемной силы оперения, прироста $\Delta Y_{ф}$ подъемной силы фюзеляжа и т. д. (рис. 12.05). Точки приложения этих сил называются, соответственно, фокусом крыла, фокусом горизонтального оперения, фокусом фюзеляжа. Очевидно, положение фокуса самолета зависит, во-первых, от взаимного расположения фокусов его частей и, во-вторых, от соотношения величин приростов подъемных сил этих частей.

Большое влияние на положение фокуса самолета оказывает эффективность горизонтального оперения, характеризуемая величиной и плечом силы $\Delta Y_{г.о.}$. Чем больше площадь оперения по сравнению с площадью крыла и чем больше расстояние между фокусами крыла и оперения, тем более заднее положение относительно фокуса крыла занимает фокус самолета.

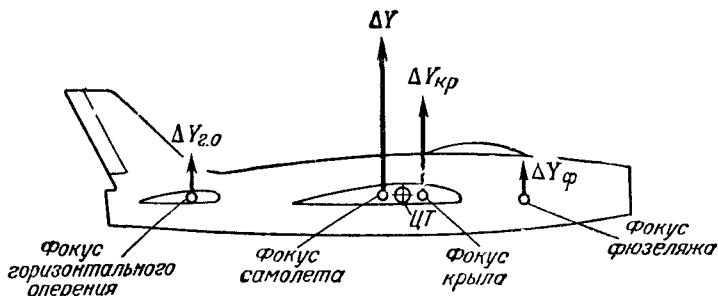


Рис. 12.05. Фокусы самолета и его отдельных частей

Эффективность оперения при дозвуковых скоростях полета сильно зависит от удлинения крыла, влияющего на величину угла скоса потока, набегающего на оперение. Если бы скоса не было, изменение угла атаки оперения при повороте самолета вокруг оси z было бы равно изменению угла атаки крыла. В действительности же при увеличении угла атаки крыла возрастает скос потока, что снижает эффективность горизонтального оперения, и тем сильнее, чем меньше удлинение крыла.

При неудачном размещении горизонтального оперения крыло может сильно уменьшить его стабилизирующее действие и на больших сверхзвуковых скоростях полета. На рис. 12.06 показан спектр обтекания крыла при скорости полета, в несколько раз превышающей звуковую, и значительном угле атаки. Если стабилизатор находится перед хвостовым скачком крыла (положение 1), то угол скоса потока, обтекающего оперение, очень велик — он приблизительно равен углу атаки крыла. При таком расположении оперения изменение угла атаки самолета не приведет к возникновению силы $\Delta Y_{г.о.}$, так как воздушный поток

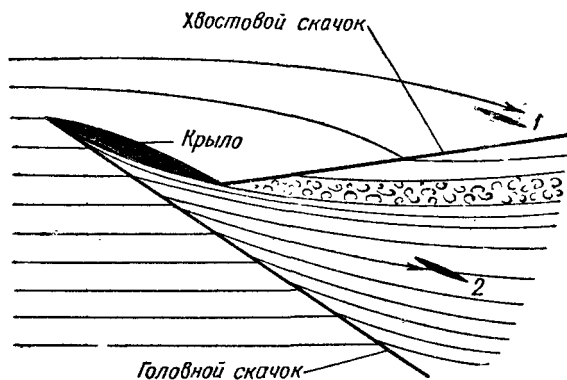


Рис. 12.06. Направление потока в области горизонтального оперения при полете со сверхзвуковой скоростью

в области оперения повернется вместе с крылом, а угол атаки оперения останется прежним. Такое положение стабилизатора позволяет использовать его как орган продольного управления, но не как орган устойчивости, поэтому оно нежелательно, тем более что при уменьшении числа M скачок может оказаться впереди оперения и у самолета резко изменится положение фокуса. Более целесообразно разместить стабилизатор за скачком уплотнения (положение 2), где угол скоса близок к нулю и крыло почти не влияет на работу оперения. Как видим, в этом положении стабилизатор находится приблизительно на продолжении хорды крыла.

Заметно влияют на продольную устойчивость форма и размеры фюзеляжа. Длинная носовая часть и большой диаметр фюзеляжа, характерные для современных самолетов, способствуют более переднему положению фокуса самолета, но одновременно позволяют создать и более переднюю центровку.

§ 6. Продольная устойчивость и управляемость при различных углах атаки

Как показывает опыт, пока нет явлений срыва потока, фокусы крыла, оперения и фюзеляжа (рис. 12.05) практически занимают одни и те же положения при различных углах атаки.

Таким образом, в случае безотрывного обтекания положение фокуса самолета практически не зависит от угла атаки.

При срыве потока положение фокуса изменяется. Срыв потока снижает несущую способность передней части профиля крыла.

Поэтому фокус прямого крыла и самолета с таким крылом при больших и особенно закритических углах атаки занимает более заднее положение, чем при малых углах.

Иное влияние угла атаки на положение фокуса получается у некоторых самолетов со стреловидными крыльями. Концевой срыв потока, начинающийся при больших углах атаки, уменьшает роль концов стреловидного крыла в создании $\Delta Y_{кр}$. Следовательно, точка приложения этой силы (фокус крыла) смещается вперед, а вместе с ней и фокус самолета, который может даже при этом оказаться впереди ЦТ, т. е. самолет станет неустойчивым по перегрузке.

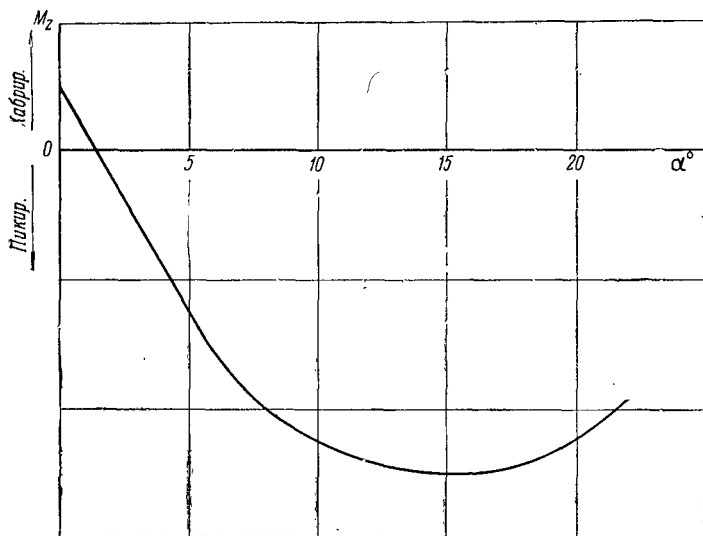


Рис. 12.07. Зависимость продольного статического момента самолета от угла атаки при неизменной скорости (пример)

Другой причиной ухудшения устойчивости на определенных углах атаки может быть снижение эффективности оперения из-за попадания в спутную струю крыла. Такое явление свойственно, в частности, при больших углах атаки некоторым самолетам с высоким расположением горизонтального оперения.

На рис. 12.07 показан пример изменения продольного момента самолета при увеличении угла атаки. При углах атаки до 15° этот самолет продольно устойчив, о чем свидетельствует нарастание пикирующего момента при увеличении угла атаки, а при $\alpha > 15^\circ$ — продольно неустойчив. Такое протекание кривой момента образно называют «ложкой».

«Ложка» на больших углах атаки может вызываться не только смещением вперед фокуса, но и уменьшением c_y после критического угла атаки. В этом случае с увеличением угла атаки перегрузка падает и «ложка» означает уменьшение устойчивости не по перегрузке, а по углу атаки. Однако практически такие углы атаки (превышающие критический) в полете не используются.

«Ложка» на больших углах атаки неблагоприятно влияет на управляемость самолета: по мере уменьшения приборной скорости летчику приходится, увеличив угол атаки взятием ручки на себя, тут же парировать дальнейшее его самопроизвольное увеличение более сильным обратным отклонением ручки.

Устранение или ослабление «ложки» на больших углах атаки может быть достигнуто различными конструктивными мероприятиями. К их числу относятся меры по предотвращению раннего срыва потока с концов стреловидного крыла, изложенные в гл. 3, § 6, и такое размещение стабилизатора, при котором он на больших углах атаки не попадает в слутную струю от крыла.

§ 7. Зависимость продольной устойчивости от полетного числа M

На характере распределения давления и его изменениях в зависимости от угла атаки величина числа M , если оно меньше критического, сказывается мало, поэтому и фокусы частей самолета занимают приблизительно постоянные положения. В частности, фокус крыла при безотрывном обтекании находится на расстоянии 20—24% хорды от передней кромки (для непрямоугольного крыла имеется в виду САХ), причем в эти пределы укладываются почти все применяемые профили крыльев. Такое положение фокуса крыла объясняется тем, что при дозвуковом обтекании передняя часть профиля крыла создает основную часть прироста подъемной силы.

Итак, при $M < M_{кр}$ можно практически считать положение фокуса самолета не зависящим от числа M .

С наступлением волнового кризиса наблюдается смещение фокуса крыла назад. Оно связано с тем, что появление зоны местных сверхзвуковых скоростей повышает роль задней части профиля в создании подъемной силы. В итоге и фокус по мере усиления волнового кризиса занимает все более заднее положение, т. е. при $M > M_{кр}$ устойчивость по перегрузке выше, чем при докритических скоростях полета.

При сверхзвуковой скорости полета фокус крыла находится приблизительно на 45—50% САХ вместо 20—24% при малых скоростях. Чтобы понять причину такого смещения фокуса, необходимо припомнить, что при сверхзвуковом обтекании коэффициент давления приблизительно пропорционален местному углу атаки, т. е. углу между направлением полета и поверхностью в данной точке. При изменении угла атаки крыла на некоторую величину на столько же изменяются все местные углы атаки, ввиду чего приросты избыточного давления распределяются вдоль хорды равномерно и прирост подъемной силы оказывается приложенным в середине хорды.

При смещении назад фокуса крыла туда же смещается и фокус самолета, т. е. устойчивость самолета по перегрузке

значительно увеличивается при переходе на сверхзвуковую скорость полета. Пример зависимости положения фокуса самолета от полетного числа M показан на рис. 12.08. Как видим, фокус самолета при увеличении M с 0,8 до 1,2 перемещается назад примерно на 20% САХ; на такую же величину возрастает и запас центровки. При переходе к сверхзвуковому полету изменяется и стабилизирующая эффективность горизонтального оперения. Если оперение расположено позади скачков уплотнения, создаваемых крылом (положение 2 на рис. 12.06), то его стабилизирующее действие возрастает, так как исчезает снос потока, имевшийся при дозвуковых скоростях, и это способствует дополнительному смещению фокуса самолета назад. Большое повышение устойчивости по перегрузке может затруднить управление самолетом. Поэтому центровка сверхзвукового самолета должна быть не очень передней.

Можно представить даже самолет с такой центровкой, при которой его фокус на дозвуковых скоростях находится впереди ЦТ, но зато запас центровки в сверхзвуковом полете будет умеренным.

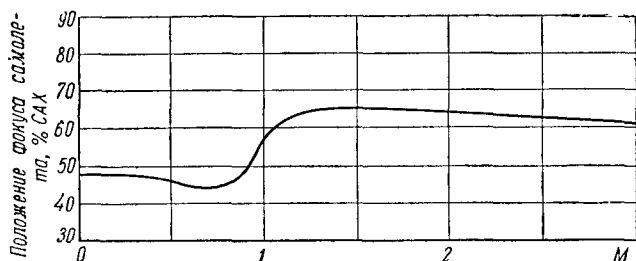


Рис. 12.08. Повышение устойчивости по перегрузке при переходе от дозвукового полета к сверхзвуковому

Если, например, при положениях фокуса, показанных на рис. 12.08, самолет имел бы центровку 50% САХ, то при $M=0,8$ он был бы неустойчив (запас центровки — минус 6% САХ), а при $M=1,2$ имел запас центровки 14% САХ. Безопасность дозвукового полета при такой центровке может быть достигнута применением средств автоматической стабилизации (типа автопилота).

Большое влияние на положение фокуса оказывает форма крыла в плане. Например, экспериментально обнаружено, что треугольные крылья характеризуются относительно меньшим смещением фокуса при увеличении числа M , чем прямые или стреловидные крылья. Не исключена возможность создания и таких крыльев, которые будут иметь приблизительно одинаковое положение фокуса при различных скоростях полета.

Например, на рис. 12.09 схематически показано крыло типа «двойной треугольник», примененное на одном иностранном истребителе. Его можно упрощенно рассматривать как сочетание двух крыльев: переднего крыла малого удлинения

и заднего крыла большого удлинения. У обоих этих крыльев фокусы при переходе от сверхзвукового обтекания к дозвуковому перемещаются вперед, что должно сместить вперед и фокус комбинированного крыла в целом.

Однако при дозвуковых скоростях переднее крыло сравнительно плохо создает подъемную силу, имея большие углы скоса за счет малого удлинения, ввиду чего фокус должен сместиться назад, в сторону заднего крыла. В итоге фокус может остаться на месте.

Перейдем к влиянию числа M на устойчивость по скорости.

В то время как устойчивость по перегрузке при превышении $M_{кр}$ возрастает, устойчивость по скорости может изменяться по-разному.

У самолетов с прямым крылом большой толщины при $M > M_{кр}$ обычно наблюдается сильная неустойчивость по скорости, которая выражается в виде «затягивания в пикирование», т. е. интенсивного нарастания тянущего усилия на штурвале по мере увеличения скорости (рис. 12.10). Причиной является рост разрежения над задней частью крыла при возникновении волнового кризиса, а также общее уменьшение подъемной силы крыла при сильном развитии кризиса. Именно это явление и вынуждает ограничивать допустимое число M для самолетов с прямыми крыльями.

У самолетов со стреловидными крыльями начало волнового кризиса также приводит к некоторой неустойчивости по скорости, которую мы уже отмечали при анализе балансировочных кривых (рис. 12.01 и 12.02). Но дальнейшее развитие кризиса приводит к перераспределению подъемной силы вдоль размаха, а именно к уменьшению подъемной силы концов крыльев, и поэтому увеличение скорости сопровождается сильным ростом кабрирующего момента, т. е. получается значительная устойчивость по скорости (на рис. 12.01 и 12.02 — при $M > 0,92$), уже излишняя в смысле управляемости.

Из сказанного видно, что при околосзвуковых скоростях возможно как резкое повышение устойчивости по скорости, так и ее исчезновение.

У самолетов с крыльями малой толщины и малого удлинения явления нарушения

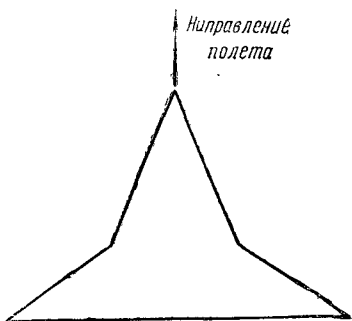


Рис. 12.09. Крыло „двойной треугольник“

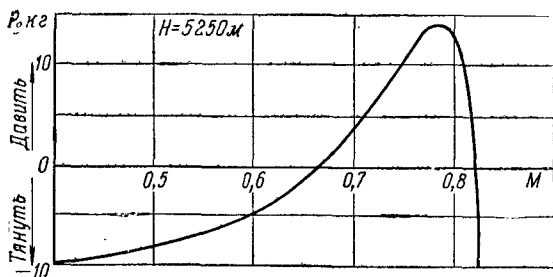


Рис. 12.10. Усилия на штурвале от руля высоты у самолета с прямым крылом (пример)

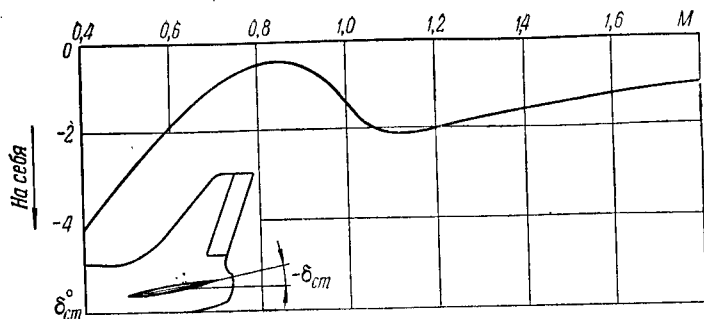


Рис. 12.11. Балансировочная кривая отклонений управляемого стабилизатора для сверхзвукового самолета в горизонтальном полете

устойчивости по скорости («ложка» балансировочной кривой), как и вообще волнового кризиса, выражены менее резко.

После перехода на сверхзвуковые скорости полета положение центра давления стабилизируется и самолет вновь приобретает умеренную устойчивость по скорости, требуя постепенного отклонения ручки вперед с увеличением скорости (рис. 12.11).

§ 8. Продольная устойчивость при зафиксированной и свободной ручке

Влияние руля высоты на положение фокуса самолета зависит от того, зафиксирован руль или имеет возможность свободно отклоняться.

Если руль зафиксирован, то его действие при изменениях угла атаки самолета ничем не отличается от действия стабилизатора. Пренебрегая возможными деформациями руля и проводки управления, можно считать, что зафиксированный руль соответствует зафиксированной ручке управления.

Полет со свободным рулем высоты (с брошенной ручкой) возможен только в том случае, когда с ручки полностью снята нагрузка (триммером или иным устройством), иначе после освобождения ручки руль отклонится и сразу нарушится продольное равновесие.

Если руль высоты сбалансирован в весовом отношении (на стоянке такой руль находится в безразличном равновесии), то фокус самолета при брошенной ручке занимает более переднее положение, чем при фиксированной, так как при случайном изменении угла атаки крыла свободный руль отклоняется воздушным потоком в сторону, обратную повороту хвоста, что уменьшает величину $\Delta Y_{г.о.}$. Смещение фокуса вперед, т. е. уменьшение запаса устойчивости, за счет освобождения руля высоты может составлять 3—5% САХ.

Описанное влияние освобождения руля на устойчивость имеет место при наличии непосредственной связи ручки с рулем. Если же управление рулем высоты необратимое (или вместо руля высоты имеется стабилизатор с необратимым управлением), то бустер фиксирует руль и при брошенной ручке, если, конечно, она предварительно сбалансирована механизмом триммерного эффекта. Поэтому в случае необратимого управления положение фокуса одинаково как при фиксированной, так и при освобожденной ручке.

§ 9. Влияние работы двигателя на продольную устойчивость и демпфирование самолета

Сначала выясним, какого направления продольный момент создается работающим двигателем. Этот момент складывается из момента тяги двигателя и момента, возникающего от воздействия струи двигателя на обтекание частей самолета.

Момент тяги может быть кабрирующим, если линия действия тяги проходит ниже ЦТ, или пикирующим, если она проходит выше.

Обычно считается, что при работе двигателя создается сила тяги P , направленная вдоль его оси. Но при наличии угла между осью двигателя и направлением полета (рис. 12.12) возникает еще поперечная сила R за счет поворота воздушной струи, входящей в двигатель. Если входное отверстие находится впереди ЦТ самолета, то эта сила создает кабрирующий момент.

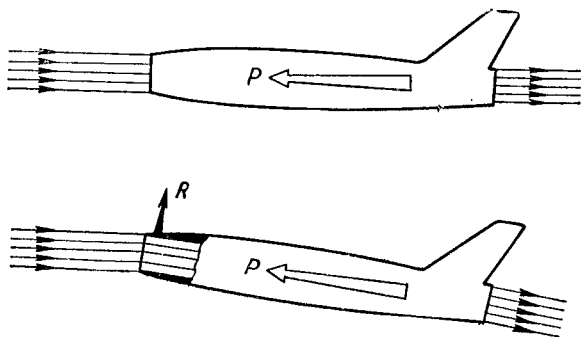


Рис. 12.12. Возникновение поперечной силы при наличии угла между осью двигателя и направлением полета

Влияние реактивной струи на продольное равновесие сводится к тому, что струя, имея повышенную скорость по сравнению с основным воздушным потоком, подсасывает окружающий воздух, искажая тем самым спектр обтекания самолета, особенно оперения. Если, в частности, струя проходит ниже оперения, она вызывает скос потока, обтекающего горизонтальное оперение, и создается кабрирующий момент. Чем больше скорость полета, тем меньше

влияние струи двигателя на воздушный поток, тем меньше и указанный кабрирующий момент.

Мы видим, что моменты от работы двигателя получаются кабрирующими, за исключением момента силы тяги R при расположении оси двигателя выше ЦТ самолета. Поэтому суммарный момент от двигателя является обычно кабрирующим. При даче газа в полете этот суммарный момент возрастает, а при уборке уменьшается, требуя соответствующего вмешательства летчика для восстановления продольного равновесия.

Могут быть случаи, когда дача газа на разных режимах полета создает моменты разного знака. Пусть, например, ось двигателя проходит выше ЦТ. При малой скорости пикирующий момент от силы тяги может быть меньше суммы кабрирующих моментов от силы R и влияния реактивной струи, в результате чего суммарный момент от двигателя будет кабрирующим. Но при большой скорости полета кабрирующий момент от силы R меньше, чем при малой скорости, так как меньше угол атаки, меньше и кабрирующий момент от воздействия струи на оперение. В итоге суммарный момент от двигателя может стать пикирующим. Следовательно, при даче газа на малой скорости возникает кабрирующий момент, а при уборке пикирующий. В полете на большой скорости эффект будет обратным, а при некоторой средней скорости изменение тяги совсем не повлияет на продольное равновесие.

Теперь перейдем к продольной устойчивости. Влияние двигателя на устойчивость по перегрузке (по углу атаки) сводится к влиянию силы R (рис. 12.12).

При всяком изменении угла атаки возникает соответствующий прирост силы R : положительный при увеличении угла атаки и отрицательный при уменьшении. Поскольку эти приросты силы R приложены, как правило, впереди фокуса самолета, они смещают его вперед, т. е. запас продольной устойчивости по перегрузке при полете с работающим двигателем оказывается меньшим, чем при планировании.

Если входное отверстие двигателя находится позади фокуса самолета (что встречается довольно редко), то работа двигателя повышает продольную устойчивость по перегрузке.

Работа двигателя влияет и на продольную устойчивость по скорости. При увеличении скорости уменьшается угол атаки. Как мы только что выяснили, это приводит к уменьшению кабрирующего момента от силы R , т. е. снижает устойчивость по скорости. Но дело не только в изменении угла атаки. Допустим, что угол атаки остается постоянным, а самолет разгоняется при постоянной тяге. Рост скорости вызывает увеличение всех аэродинамических сил и моментов, за исключением момента от силы тяги. Значит, этот момент, будучи уравновешен суммой остальных моментов до изменения скорости, окажется при увеличенной скорости меньше этой суммы, а при уменьшенной скорости больше ее.

Если момент, создаваемый работающим двигателем, кабрирующий, то при увеличении скорости появится неуравновешенный пикирующий момент, а при уменьшении кабрирующий, т. е. в обоих случаях дестабилизирующий (рис. 12.13).

Таким образом, у самолета, двигатель которого создает в полете кабрирующий момент, устойчивость по скорости оказывается ухудшенной по сравнению с устойчивостью по скорости в безмоторном полете.

Если же, наоборот, тяга двигателя создает пикирующий момент, то самолет может иметь повышенную устойчивость по скорости. Однако у такого самолета отказ двигателя вызывает кабрирование и более быструю потерю скорости, а увеличение тяги сопровождается опусканием носа, что весьма неприятно, например, при уходе на второй круг. В итоге приходится сделать вывод, что лучше всего, если продольный момент от работы двигателя будет близким к нулю.

Влияние работы двигателя на балансировку и устойчивость по скорости приводит к тому, что балансировочные кривые самолета получаются не одинаковыми для разных режимов работы двигателя.

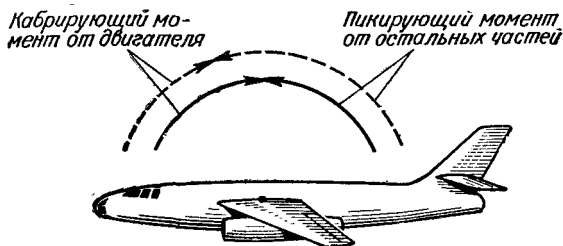


Рис. 12.13. Дестабилизирующее (по скорости) действие двигателя, создающего кабрирующий момент (сплошные линии — моменты, уравновешенные при малой скорости, пунктирные — после увеличения скорости)

В заключение отметим, что работающий двигатель усиливает демпфирование продольных вращений самолета. Например, при вращении самолета в сторону кабрирования воздух, поступивший в воздухозаборник, приобретает некоторую скорость вверх, оказывая соответствующее противодействие в сторону пикирования. Аналогично возникает давление кверху на заднюю часть канала, движущуюся вниз, т. е. опять-таки создается пикирующий момент. Это демпфирование пропорционально расходу воздуха и может быть заметным у самолетов с большой тяговооруженностью.

§ 10. Влияние высоты полета на продольную устойчивость и управляемость

Если сравнивать горизонтальный полет на различных высотах при одинаковых числах M , то на характеристики устойчивости и управляемости окажут влияние следующие факторы, связанные с изменением скоростного напора:

а) на большей высоте угол атаки больше, чем на малой, а это может существенно повлиять на пилотажные свойства самолета, если возникнут явления срыва (см. § 6);

б) большой угол атаки на высоте требует более заднего положения ручки (рис. 12.14), что в свою очередь уменьшает давящие усилия или создает тянущие усилия на ручке;

в) уменьшение скоростного напора приводит к более замедленному реагированию самолета на отклонения ручки, ослаблению демпфирования, увеличению периода колебаний самолета (как бы повышается инертность самолета).

Высота горизонтального полета при заданном числе M может быть ограничена либо $c_{y\max}$ (или c_y тряски), либо полным отклонением ручки «на себя»¹. Первый случай характерен для дозвуковых скоростей полета, а второй — для сверхзвуковых, когда из-за большого запаса устойчивости увеличение угла атаки требует

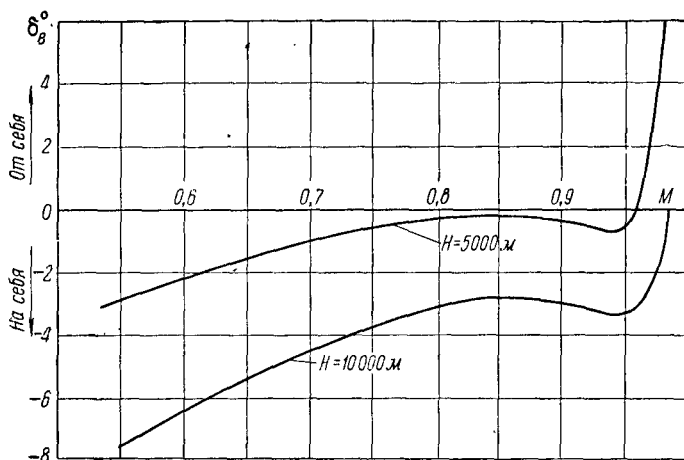


Рис. 12.14. Балансировочные кривые отклонений руля высоты на разных высотах

больших отклонений ручки. Если боевое применение самолета предусматривается и на динамических высотах, центровка сверхзвукового самолета, а также углы отклонения стабилизатора и площадь последнего должны быть такими, чтобы обеспечивали возможность балансировки самолета в горизонтальном полете на этих высотах. При этом должен предусматриваться необходимый запас хода ручки для создания перегрузки $n_y > 1$ при разворотах.

§ 11. Продольная управляемость в горизонтальном полете при необратимом управлении

Потребное отклонение руля высоты (стабилизатора) для балансировки самолета не зависит от того, каким способом отклоняется руль. Поэтому балансировочные кривые отклонений руля совершенно одинаковы при прямом и бустерном управлении. Но балансировочные кривые усилий получаются разными, так как

¹ Для установившегося полета наибольшая высота определяется, как правило, возможностями двигателя, но неустановившийся горизонтальный полет может выполняться и выше, на динамических высотах,

при прямом управлении нагрузка на ручке создается шарнирным моментом руля, а при необратимом — загрузочным механизмом.

При простом загрузочном механизме (рис. 11.23) в виде пружины с линейной характеристикой (т. е. с прямой пропорциональностью между силой и деформацией) кривая усилий в точности повторяет кривую отклонений, поскольку деформация пружины пропорциональна отклонению ручки. Но такая кривая усилий не является удовлетворительной: если, например, производить разгон самолета, то наибольшее изменение усилий получится в области малых скоростей, где перемещения ручки велики, а в области больших скоростей усилие будет нарастать медленнее.

В полете на малых скоростях и больших высотах для выдерживания режима (например, при полете в болтанку) требуются большие движения ручкой, чтобы создать нужные рулевые моменты. А это потребует приложения больших усилий и будет утомлять летчика.

Очевидно, более целесообразно так сконструировать загрузочный механизм, чтобы при малых скоростных напорах (приборных скоростях) прирост усилия на ручке на каждый градус отклонения руля был небольшим, а с увеличением скорости увеличивался. Такая коррекция по скоростному напору конструктивно может быть осуществлена по-разному. Можно, например, создать автоматический механизм, который при малых приборных скоростях увеличивал бы плечо b качалки загрузочного механизма (рис. 11.23) и уменьшал плечо a , на больших же скоростях, наоборот, перемещал точку опоры качалки вниз.

В случае отказа в полете механизма коррекции в положении, соответствующем большой скорости, летчик будет на малых скоростях ощущать повышенные нагрузки на ручке, особенно при посадке. Если же механизм коррекции останется в положении, соответствующем малой скорости, то при больших приборных скоростях ручка окажется излишне «легкой» и действия летчика при выдерживании режима полета могут привести к продольной раскачке самолета. Поэтому целесообразно дублировать автоматическую коррекцию ручной.

Коррекция по скоростному напору не обеспечивает удовлетворительных характеристик управляемости на всем диапазоне скоростей сверхзвукового самолета. Если, например, лететь при одинаковом скоростном напоре, равном 4000 кг/м^2 , то у земли это будет дозвуковой полет с $M=0,75$, а на высоте $10\,000 \text{ м}$ — сверхзвуковой с $M=1,45$. Загрузочный механизм с коррекцией по скоростному напору обеспечит в обоих случаях одинаковую нагрузку ручки, но при сверхзвуковой скорости устойчивость самолета выше и требуется сильнее отклонять ручку для продольного управления, что утяжеляет управление. Таким образом, требуется дополнительная коррекция по числу M (или, что то же самое, по высоте полета). Упрощенно она может заключаться в том, что при достижении определенного числа M приемник скоростного напора отключается и

дальнейшее увеличение загрузки ручки по скоростному напору прекращается. Чем больше высота, тем меньше приборная скорость, соответствующая этому числу M .

§ 12. Боковая устойчивость и управляемость в прямолинейном полете

Боковая устойчивость и управляемость самолета в прямолинейном полете обеспечивают сохранение и восстановление режима этого полета за счет собственных свойств самолета и действий летчика при нарушениях поперечного и путевого равновесия. Боковая устойчивость и управляемость зависят от характеристик статической поперечной и поперечной устойчивости, а также от демпфирования рысканья и крена.

Ниже рассматривается влияние различных факторов на эти характеристики.

§ 13. Статическая путевая устойчивость

Путевой стабилизирующий момент, обеспечивающий статическую путевую устойчивость (рис. 11.11), создается в основном килем самолета. Фюзеляж, как правило, оказывает дестабилизирующее действие, и при значительной длине его носовой части приходится делать большой киль.

Существенно влияет на путевую устойчивость угол атаки. При больших углах атаки киль может быть затенен фюзеляжем и крылом, что снижает путевую устойчивость самолета. Это особенно реально для самолетов с крыльями малого удлинения, для которых характерны большие углы атаки. Кроме того, возможно значительное ухудшение путевой устойчивости на больших углах атаки из-за того, что киль попадает в зону действия вихрей, образующихся за счет разности давлений под крылом и фюзеляжем и над ними, а эти вихри усиливаются с увеличением угла атаки.

Статическая путевая устойчивость зависит и от числа M . На рис. 12.15 показан типичный случай зависимости статического путевого момента сверхзвукового самолета от числа M при неизменном скоростном напоре (т. е. имеется в виду, что большими числами M соответствуют большие

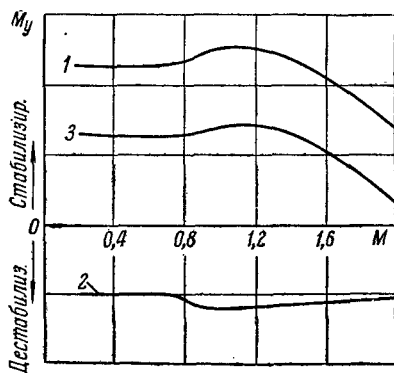


Рис. 12.15. Зависимость статического путевого момента M_y от числа M при постоянном скоростном напоре: 1 — вертикального оперения; 2 — остальных частей самолета; 3 — самолета в целом

высоты полета). Как видим, стабилизирующий момент вертикального оперения на сверхзвуковых скоростях существенно уменьшается. Это объясняется тем, что коэффициент подъемной силы оперения, как следует из формулы (2.09), уменьшается при сверхзвуковом обтекании по мере увеличения числа M .

Таким образом, на путевую устойчивость неблагоприятно влияет увеличение как угла атаки, так и числа M . Совместное влияние этих факторов может быть в сверхзвуковом полете на больших высотах, когда велики угол атаки и число M .

§ 14. Статическая поперечная устойчивость

Основную роль в создании стабилизирующего поперечного момента, возникающего в результате скольжения самолета, играют крылья, но у самолета с относительно малыми крыльями и большим килем роль последнего также довольно заметна.

Поперечная устойчивость прямых крыльев обеспечивается в основном за счет угла поперечного V ; у крыла, в сторону которого происходит скольжение, увеличиваются угол атаки и подъемная сила, у противоположного крыла угол атаки и подъемная сила уменьшаются.

При наличии прямой стреловидности (рис. 12.16) у крыла, выдвинутого вперед при скольжении, эффективная скорость потока V_A больше, чем эффективная скорость V'_A у другого крыла. Но подъемная сила зависит только от величины эффективной скорости, так как составляющие V_B и V'_B никаких давлений на крыле не создают. Таким образом, прямая стреловидность крыла способствует повышению поперечной устойчивости самолета.

Самолет со стреловидным крылом может быть поперечно устойчивым без поперечного V и даже с обратным V , но не в одинаковой степени при разных углах атаки. Покажем влияние угла атаки на примере стреловидного крыла симметричного профиля без поперечного V .

Если угол атаки такого крыла равен нулю, то как до возникновения скольжения, так и после него подъемные силы каждого из крыльев равны нулю, т. е. поперечной устойчивости нет. При наличии же угла атаки скольжение создаст разность подъемных сил, при этом возникнет момент крена в сторону, обратную скольже-

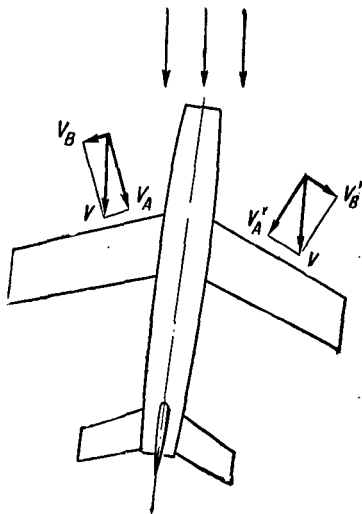


Рис. 12.16. Скольжение самолета со стреловидным крылом

нию. Чем больше угол атаки крыла, тем больше и разность подъемных сил левого и правого крыльев, создаваемая скольжением. Следовательно, поперечная устойчивость стреловидного крыла тем выше, чем больше угол атаки, при котором выполняется полет.

Бывают случаи, когда стреловидность крыла способствует не повышению, а, наоборот, уменьшению поперечной устойчивости и даже вызывает поперечную неустойчивость самолета. Это наблюдается в условиях начавшегося волнового кризиса, когда увеличение составляющей V_A усиливает волновой кризис у крыла, в сторону которого происходит скольжение. Ввиду этого возможно значительное падение подъемной силы у данного крыла, т. е. возникновение дестабилизирующего момента, накренающего самолет в сторону скольжения.

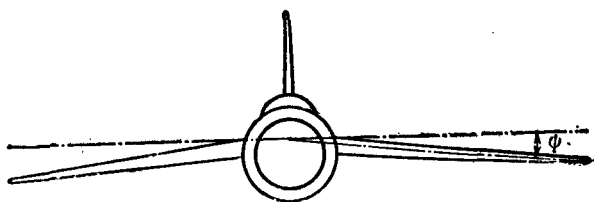


Рис. 12.17. Обратное поперечное V (ϕ — отрицательный поперечный угол)

У многих самолетов со стреловидными крыльями описанной поперечной неустойчивости не возникает, однако на околозвуковых скоростях полета у них наблюдается уменьшение поперечной устойчивости.

Поперечная неустойчивость — нежелательное явление в первую очередь потому, что самолет обратнo реагирует по крену на скольжение, создаваемое отклонением руля направления или другими причинами.

Но и повышенная поперечная устойчивость тоже нежелательна и даже вредна, так как самолет на случайное скольжение, например, при боковом порыве ветра, отвечает резким накрением. Чтобы лететь со скольжением на таком самолете, требуется большое отклонение элеронов для уравнивания поперечного стабилизирующего момента, ввиду чего нельзя достичь значительных углов скольжения.

Поскольку стреловидные крылья обладают повышенной поперечной устойчивостью, приходится ее снижать, применяя обратное поперечное V (рис. 12.17). Это иногда делают и у самолетов с прямыми крыльями, имеющих очень высокое вертикальное оперение, создающее излишнюю поперечную устойчивость.

§ 15. Динамическая боковая устойчивость

Крен, возникший в полете, приводит к появлению скольжения. И наоборот, скольжение может явиться причиной крена. Поэтому путевые и поперечные возмущенные движения приходится рассматривать совместно, как составные части бокового движения.

Характер бокового движения зависит от ряда факторов, в том числе от путевой и поперечной устойчивости, демпфирования, разнеса масс по осям самолета.

Основными видами бокового движения, возникающего в результате возмущений, являются спиральное и колебательное.

Спиральное движение возникает после накренения самолета, вызванного той или иной причиной. Поперечная сила $R_{\perp}$, возникающая в результате накренения (рис. 11.17), создает боковое движение, искривляет траекторию в сторону крена. Поскольку сила $R_{\perp}$ наклонена несколько книзу, то траектория искривляется также и вниз, т. е. самолет входит в спираль.

Если путевая устойчивость невелика, то разворот происходит со скольжением в сторону крена. При большой поперечной устойчивости это скольжение выравнивает крен и спиральное движение постепенно исчезает. В таком случае говорят о наличии спиральной устойчивости. Но возможен и другой случай, когда самолет, обладая большой путевой устойчивостью, почти полностью уничтожает скольжение, возникшее от крена. Тогда стабилизирующий момент крена весьма мал и может оказаться меньше того накренающего момента, который получается за счет большей скорости движения внешнего крыла при развороте. В итоге крен постепенно увеличивается и спираль становится все более глубокой (спиральная неустойчивость).

Практически спиральная неустойчивость не является существенным недостатком самолета, так как спиральное движение развивается чрезвычайно медленно. Летчик, как правило, не замечает этого движения, так как оно уничтожается либо случайными возмущениями другого направления, либо малозаметными движениями органов управления.

Колебательные боковые движения могут быть двух видов: быстрые и медленные.

Быстрые колебания связаны в основном с действием путевой устойчивости. Для их иллюстрации можно обратиться к модели на рис. 11.18. Если балансир вывести из равновесия, то он будет совершать затухающие колебания. Здесь роль путевого стабилизирующего момента, действующего на самолет, играет момент пружин, действующий на балансир, а роль демпфирующего момента — момент сопротивления, вызываемый вязкостью жидкости.

Однако у самолета явление сложнее: путевым колебаниям обязательно сопутствуют и колебания крена, так как создаются поперечные моменты за счет скольжения и вращения вокруг верти-

кальной оси. Колебания крена особенно заметны при большой поперечной устойчивости, например, у самолетов со стреловидными крыльями на больших углах атаки.

Описанные колебания имеют частоту примерно такую же, как и продольные быстрые (короткопериодические) колебания, но затухают медленнее. Для более быстрого их затухания на многих современных самолетах применяются демпферы рысканья — автоматы, отклоняющие в такт колебаниям руль направления против вращения самолета.

Иногда наблюдаются быстрые незатухающие колебания. Они получаются в тех случаях, когда вертикальное оперение сильно затенено фюзеляжем или фонарем (рис. 12.18) и самолет при ну-

левом скольжении имеет путевую неустойчивость. Когда оперение выходит из зоны затенения, то возникает стабилизирующий момент. Под действием его импульса происходит перебрасывание в другую сторону, пока киль снова не выйдет из зоны затенения, после чего происходит новое перебрасывание и т. д. Для борьбы с таким явлением применяют дополнительные килевые поверхности под фюзеляжем или устраняют срыв потока (например, с помощью турбулизаторов пограничного слоя).

Бывает, что срыв вызывается волновым кризисом на выступах фюзеляжа, тогда колебания возникают на определенных числах M .

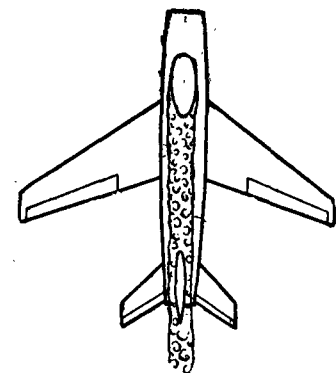


Рис. 12.18. Затенение вертикального оперения при срыве потока с фонаря

Затухающие и незатухающие быстрые боковые колебания имеют, как правило, небольшую амплитуду и безопасности полета не угрожают, но неблагоприятно отражаются на точности пилотирования самолета.

Медленные колебания могут возникать вместо спирального движения в тех случаях, когда самолет поперечно устойчив, но малоустойчив или неустойчив в путевом отношении.

Пусть, например, самолет нейтрален в путевом отношении (скольжение не образует путевых моментов). Создадим небольшое скольжение (т. е. поперечное движение), скажем, вправо (рис. 12.19, положение 1). От скольжения возникнет момент, накренивающий самолет влево. Под действием возрастающего крена появится сила R_{π} (рис. 11.17), направленная влево. Она постепенно затормозит поперечное движение вправо — иначе говоря, уничтожит скольжение. Но в этот момент (положение 2) крен достигнет своего максимума и начнет развиваться под его действием скольжение влево. Теперь поперечная устойчивость заставит самолет уменьшать крен, но пока крен еще есть, скольжение будет

нарастать, а когда он исчезнет, скольжение влево достигнет своего максимума (положение 3). Итак, повторяется положение, бывшее в начале движения: нулевой крен при скольжении (только не вправо, а влево). Теперь самолет начнет наклоняться вправо, переходя в положение 4, и т. д.

Можно заметить, что из-за отсутствия путевых моментов курс самолета остается неизменным. Значит, такие же колебания возможны, если на самолете установлен автопилот, сохраняющий только курс самолета.

Под влиянием демпфирования колебания будут медленно затухать, но при значительной путевой неустойчивости могут и возрастать.

Описанные боковые колебания могут наблюдаться и при наличии путевой устойчивости, если чрезмерно велика поперечная устойчивость. В этом случае они получаются слабозатухающими. Примером могут служить колебания, наблюдаемые на малых приборных скоростях у самолетов со стреловидными крыльями, которые на больших углах атаки как раз обладают излишней поперечной устойчивостью.

В итоге можно сделать вывод, что боковая устойчивость самолета достигается только правильным сочетанием поперечной и путевой устойчивости. Высокая путевая устойчивость при малой поперечной не обеспечивает прямолинейного движения, точно так же, как большая поперечная устойчивость при малой путевой вызывает качания с крыла на крыло.

Практически малая поперечная устойчивость не является недостатком самолета, а малая путевая устойчивость весьма нежелательна.

§ 16. Боковая балансировка самолета при больших скоростях полета

Самолет никогда не бывает идеально симметричным. Вследствие этого подъемные силы правого и левого крыльев не одинаковы и приходится соответствующим отклонением элеронов уравнивать возникающий поперечный момент.

Если увеличивать скорость полета, то момент от несимметричности крыльев возрастает, но растет и момент, создаваемый элеронами.

Однако после достижения критического числа M несимметричное развитие волнового кризиса может значительно усилить кренящий момент, что потребует и значительно большего отклонения элеронов. К тому же силы, действующие на

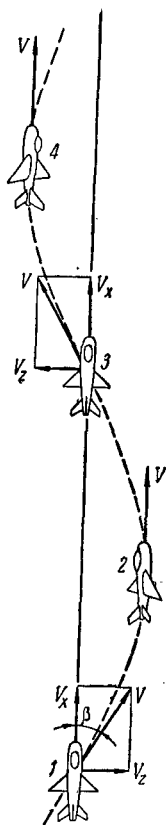


Рис. 12.19. Медленные боковые колебания

отклоненные элероны, закручивают крыло в сторону, противоположную их отклонению, что ослабляет действие элеронов и заставляет отклонять их еще больше, особенно у стреловидного крыла. В результате бывают случаи, когда летчик не может справиться с кренами, или «валежкой», самолета даже при полном отклонении элеронов. Примером может служить один иностранный самолет (рис. 12.20), у которого при полете у земли со скоростями, соответствующими $M=0,96 \div 0,99$, не хватает полного отклонения элеронов для поперечной балансировки.

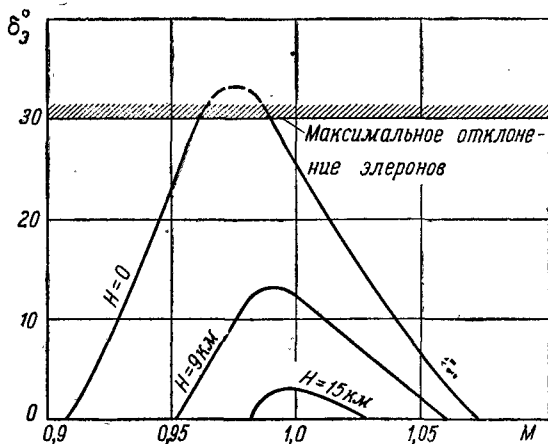


Рис. 12.20. Отклонение элеронов, необходимое для поперечного равновесия самолета (пример)

Устранение или ослабление описанного нарушения поперечного равновесия достигается повышением точности изготовления самолета и увеличением жесткости крыла на кручение. На больших высотах моменты, закручивающие крыло, сравнительно малы, ввиду чего эффективность элеронов при уравнивании кренящего момента значительно выше, чем у земли. Однако «валежка» бывает и на больших высотах в результате несимметричного волнового кризиса и ослабления эффективности элеронов при волновом кризисе.

Если летчик не допускает превышения допустимой скорости полета, то на исправном самолете «валежки» не возникает. Но в случае снижения жесткости крыла при его повреждении или нарушения симметрии «валежка» может появиться и тогда для ее устранения необходимо уменьшить скорость.

§ 17. Полет на втором режиме

Горизонтальный полет самолета на данной высоте при одном и том же положении рычага управления двигателем (РУД) может быть установившимся при двух различных скоростях (рис. 12, 21).

Скорость V_1 , соответствующая первому режиму, характерна тем, что при ее случайном превышении сопротивление становится больше тяги, а на втором режиме, при скорости V_2 , тяги не хватает при уменьшении скорости.

Поскольку невозможно совершенно точно установить нужную величину силы тяги, летчику приходится периодически «подправлять» режим, чтобы выдерживать заданные скорость и высоту полета, особенно в болтанку.

Рассмотрим процесс выдерживания высоты. Пусть летчик обнаружил, что высота полета немного меньше заданной, и решил увеличить ее переходом на кратковременный подъем, не изменяя числа оборотов. Естественно, что при этом несколько упадет скорость. Но если полет происходит на первом режиме, то при уменьшении скорости сопротивление станет меньше тяги и появится ускорение разгона, которое приведет через некоторое время к восстановлению скорости. Аналогично при снижении скорость сперва возрастет, а затем в горизонтальном полете снова восстановится под действием избыточного сопротивления.

Иная картина получится при полете на втором режиме. Потеряв часть скорости при небольшом подъеме, летчик обнаружит, что самолет не восстанавливает скорость, а продолжает ее терять после прекращения подъема. Причина этого торможения — избыток сопротивления при $V < V_2$. Если же летчик произвел небольшое снижение, то увеличение скорости сверх V_2 приведет к тому, что в горизонтальном полете появится избыток тяги. Начнется разгон, который прекратится только по достижении скорости V_1 , если летчик не переведет снова самолет на подъем.

Итак, в отличие от первого режима на втором режиме выдерживание заданной высоты без изменения оборотов сопровождается неуклонным падением или возрастанием скорости.

Длительный полет на втором режиме утомителен, так как требует частого перемещения РУД, и поэтому не может быть рекомендован.

Однако переход на второй режим с первого возможен помимо желания летчика, особенно в тех случаях, когда скорость близка к наивыгоднейшей, разделяющей области первого и второго режимов. Это может случиться, например, когда летчик вносит

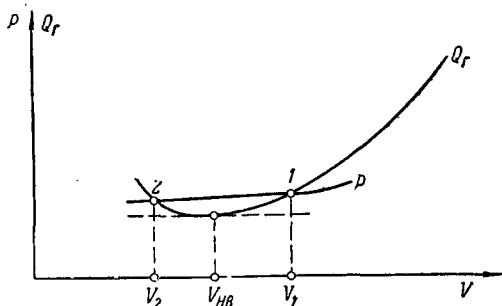


Рис. 12.21. Первый и второй режимы горизонтального полета:

P — тяга, развиваемая двигателем при неизменном положении РУД, Q_r — потребная тяга

значительную поправку в высоту полета. Возьмем такой пример: на высоте 10 000 м истинная скорость на первом режиме $V_1=630$ км/час (175 м/сек), а на втором $V_2=595$ км/час (165 м/сек); летя на первом режиме, летчик перейдет с первого режима на второй при наборе следующей высоты [см. формулу энергии (8.21)]:

$$\Delta H = - \frac{V_{\text{ср}} \cdot \Delta V}{g} = - \frac{170 \cdot (-10)}{9,8} = 174 \text{ м.}$$

Такая величина в полете вполне реальна.

Чтобы избежать произвольного попадания в область вторых режимов, необходимо при полетах на скоростях, близких к наивыгоднейшей, корректировать высоту путем увеличения или уменьшения оборотов при постоянной скорости.

При полетах на таких скоростях с автопилотом не следует включать высотную коррекцию, которая при нарушении высоты переводит самолет на подъем или снижение без увеличения тяги.



ГЛАВА 13

УПРАВЛЯЕМОСТЬ САМОЛЕТА ПРИ МАНЕВРИРОВАНИИ

§ 1. Функции рулей при маневрировании

При выполнении криволинейных маневров самолет имеет иную перегрузку, чем в прямолинейном полете. Кроме того, происходит вращение вокруг одной, двух или всех трех осей самолета. В некоторых случаях маневры выполняются со скольжением.

Отсюда следует, что органы управления самолетом при маневрировании должны обеспечить:

1) уравнивание моментов в процессе криволинейного движения; стабилизирующих, связанных с созданием приростов углов атаки скольжения; демпфирующих и других моментов, возникающих при вращении самолета;

2) создание угловых ускорений и преодоление моментов, появляющихся при переходе от прямолинейного полета к криволинейному и обратно.

Успешное решение первой задачи зависит от статической управляемости, а второй — от динамической управляемости самолета.

§ 2. Продольная управляемость в криволинейном полете

Искривление траектории при координированном маневре достигается за счет создания положительного или отрицательного прироста подъемной силы. Прирост подъемной силы приложен в фокусе самолета, и если самолет устойчив по перегрузке, то создается стабилизирующий момент (рис. 11.09), который необходимо уравновесить соответствующим рулевым моментом. Кроме того, при полете по криволинейной траектории возникает демпфирующий момент. Дело в том, что движение самолета складывается из движения его центра тяжести и вращения вокруг последнего, а это вращение создает демпфирование. Например, при выполнении петли Нестерова вращение происходит в сторону кабрирования (рис. 11.12), что создает пикирующий демпфирую-

щий момент. Для его преодоления требуется дополнительное отклонение руля высоты (стабилизатора).

Чем больше перегрузка в криволинейном полете, тем больше сила ΔY и создаваемый ею стабилизирующий момент, а также больше угловая скорость вращения и пропорциональный ей демпфирующий момент.

Следовательно, по сравнению с горизонтальным полетом в криволинейном полете требуется дополнительное отклонение руля (стабилизатора) $\Delta \delta_v$ и дополнительное усилие летчика ΔP_v : при $n_y > 1$ — на себя, при $n_y < 1$ — от себя. Чем больше прирост перегрузки, тем больше и приросты отклонения ручки и усилий летчика, необходимые для балансировки.

Показателями продольной управляемости в криволинейном полете являются:

1) расход руля на единицу перегрузки $\delta_v^{n_y}$ — отношение дополнительного отклонения $\Delta \delta_v$ руля (стабилизатора) к приросту перегрузки Δn_y :

$$\delta_v^{n_y} = \frac{\Delta \delta_v}{\Delta n_y};$$

2) расход усилий на единицу перегрузки $P_v^{n_y}$ — отношение дополнительного усилия на ручке ΔP_v к приросту перегрузки Δn_y :

$$P_v^{n_y} = \frac{\Delta P_v}{\Delta n_y}.$$

Пусть, например, в горизонтальном полете стабилизатор отклонен вниз на 1° , при этом на ручке имеется давящее усилие 2 кг; при развороте с $n_y = 3$ стабилизатор отклонен вниз на 4° , а усилие на ручке тянущее, 8 кг.

Из условия видно, что $\Delta n_y = 2$, $\Delta \delta_v = 3^\circ$, $\Delta P_v = 10$ кг; следовательно, расход руля на единицу перегрузки $\delta_v^{n_y} = \frac{3}{2} = 1,5$, а расход усилий на единицу

перегрузки $\Delta P_v^{n_y} = \frac{10}{2} = 5$ кг.

Мы брали здесь абсолютные значения ΔP_v и $\Delta \delta_v$. Обычно отклонения стабилизатора при взятии ручки на себя и тянущие усилия считают отрицательными, тогда перед полученными расходами будут знаки «минус».

Нередко вместо «расхода руля» определяют «расход ручки». Этот показатель более нагляден для летчика.

Чрезмерно большой расход усилий означает утяжеление управления. Плохо также, если расход усилий очень мал: летчик при этом хуже «чувствует самолет», при неосторожном пилотировании могут появиться чересчур большие перегрузки, не допустимые для данного типа самолета и для экипажа.

У истребителей, рассчитанных на энергичное маневрирование и имеющих большой запас прочности, расход усилий должен быть сравнительно небольшим. Наоборот, для тяжелых самолетов

характерны весьма высокие — в несколько десятков килограммов — расходы усилий на единицу перегрузки: это предохраняет самолеты от опасного повышения перегрузки, если летчик потянет штурвал с большой силой.

§ 3. Влияние центровки на продольную управляемость в криволинейном полете

Момент от прироста подъемной силы (рис. 11.09) пропорционален расстоянию между ЦТ и фокусом самолета, т. е. запасу центровки. Поэтому, при более передней центровке нужен больший рулевой момент для балансировки самолета в криволинейном полете. Следовательно, чем более передней является центровка, тем выше расходы руля и усилий на единицу перегрузки.

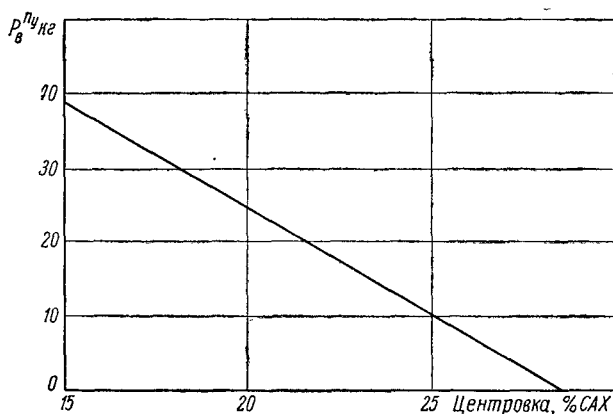


Рис. 13.01. Зависимость расхода усилий на единицу перегрузки от центровки самолета (пример)

На рис. 13.01 показана примерная зависимость расхода усилий на единицу перегрузки от центровки, подтверждающая это положение. При центровке 15%САХ расход усилий равен 39 кг, это означает, что при развороте с перегрузкой $n_y=2$ придется тянуть ручку с силой, на 39 кг большей, чем в горизонтальном полете. Если же центровка 28,5%, то расход усилий равен нулю, т. е. при любой перегрузке усилие на ручке такое же, как в горизонтальном полете. Нетрудно убедиться в том, что при этой центровке самолет неустойчив по перегрузке. Действительно, если бы он был даже нейтрален, т. е. ЦТ и фокус совпадали, требовалось бы некоторое усилие для преодоления демпфирующего момента. А раз усилия не требуется, значит демпфирующий момент уравнивается дестабилизирующим моментом, т. е. фокус находится впереди ЦТ.

Если создать еще более заднюю центровку, то при разворотах придется не тянуть ручку, а давить на нее: дестабилизирующий момент будет больше демпфирующего.

Как же следует оценить продольную управляемость в криволинейном полете самолета, не обладающего продольной устойчивостью по перегрузке или имеющего малую продольную устойчивость?

Рассмотрим процесс ввода нашего самолета при центровке 28,5% в криволинейный маневр, считая, что перед вводом самолет сбалансирован триммером. Для увеличения перегрузки летчик прикладывает тянущее усилие к ручке, так как необходимо, во-первых, создать угловое ускорение, а во-вторых, преодолеть демпфирующий момент, связанный с вращением самолета на увеличение угла атаки. Что касается демпфирующего момента, обусловленного начинающимся искривлением траектории, то он преодолевается в нашем случае дестабилизирующим моментом, и когда требуемый угол атаки будет достигнут, никакого усилия на ручке уже быть не должно. Значит, сильнее всего придется тянуть ручку в начале ввода в маневр, а затем нужно постепенно «отдавать» ее с таким расчетом, чтобы к концу ввода, когда перегрузка достигнет максимума, усилие стало нулевым.

Таким образом, получается несовпадение по времени процесса отклонения ручки и процесса создания перегрузки, т. е. нарушается требование «хождения самолета за ручкой».

То же, хотя и в меньшей степени, получится в том случае, когда устойчивость есть, но небольшая. Лишь при высокой продольной устойчивости, когда момент, создаваемый отклоненным рулем, в основном преодолевает стабилизирующий момент, достигающий максимума в конце ввода в маневр, обратного движения ручки в конце ввода почти не потребуются. Высокая устойчивость обеспечивает «хождение самолета за ручкой». Значительные нагрузки на ручку при большой устойчивости можно снизить более эффективной компенсацией руля или мощным гидроусилителем.

Выходит, что малая устойчивость не улучшает, а ухудшает управляемость, и с ней приходится мириться лишь при неудачной конструкции механизма управления рулем (недостаточном облегчении управления). Еще хуже продольная управляемость самолета, обладающего продольной неустойчивостью.

Если эта неустойчивость достаточно сильна (в нашем примере при центровках больше 28,5%), то в криволинейном полете придется не тянуть ручку, а, наоборот, сдерживать самолет от самопроизвольного увеличения перегрузки — давить на ручку. Самолет с подобными свойствами неудовлетворителен в отношении безопасности полета.

Итак, при малой устойчивости по перегрузке ухудшается «чувство управления» и «хождение самолета за ручкой».

Крайне ухудшается продольная управляемость и при недоста-

точном продольном демпфировании: в этом случае возможны значительные «забросы» перегрузки n_y при вводе в маневр даже в том случае, если руль отклонен лишь на угол, необходимый для балансировки в криволинейном полете. Этот дефект управляемости устраняется применением автоматического демпфера тангажа.

§ 4. Влияние скорости и высоты полета на продольную управляемость в криволинейном полете

Обратимся снова к рис. 11.09. Сравним при различных режимах полета стабилизирующие моменты, которые получаются при увеличении n_y на единицу, т. е. при $\Delta Y = G$. Очевидно, при одной и той же силе момент зависит только от плеча, равного расстоянию между ЦТ и фокусом самолета, а при данной центровке — только от положения фокуса самолета.

Если при изменении скорости и высоты полета фокус сохраняет свое положение, то стабилизирующий момент при увеличении перегрузки на всех скоростях и высотах будет одинаков. Это приближенно имеет место при $M < M_{кр}$, если не учитывать влияния двигателя, деформаций конструкции самолета и некоторых второстепенных факторов.

Чтобы уравновесить данный стабилизирующий момент, необходим такой же величины рулевой момент, но для его создания нужно отклонять руль тем сильнее, чем меньше скоростной напор.

Следовательно, при докритических скоростях полета расход руля на единицу перегрузки должен увеличиваться с уменьшением приборной скорости (с уменьшением истинной скорости или увеличением высоты полета).

Однако шарнирный момент при этом увеличении отклонения руля не будет расти, так как одновременно уменьшается скоростной напор, а следовательно, будет оставаться примерно постоянным расход усилий на единицу перегрузки.

В этом рассуждении мы не учитывали изменения демпфирующего момента, на который также расходуется часть отклонения руля и усилий летчика. С увеличением высоты демпфирующий момент уменьшается и должно наблюдаться некоторое уменьшение расхода усилий на перегрузку. Однако это уменьшение довольно малое. Уменьшение демпфирования на больших высотах более ощутимо в другом отношении: появляется возможность «забросов» перегрузки и длительных колебаний при вводе самолета в маневр.

Скорость полета (опять-таки при $M < M_{кр}$) на демпфирующий момент не влияет: если при данной перегрузке увеличить скорость вдвое, то угловая скорость уменьшится вдвое, а прирост угла атаки стабилизатора $\Delta\alpha$ (рис. 11.12) станет меньше вчетверо. Но вчетверо возрастет скоростной напор, так что прирост подъемной силы стабилизатора останется таким же, как и при меньшей скорости.

Теперь посмотрим, каково влияние скорости и высоты в случаях полета при больших числах M и применения необратимого управления.

Уже при числах M , близких к критическому, на расходах руля и усилий может сказываться сжимаемость воздуха, но особенно сильно изменяются эти расходы при сверхкритических скоростях.

Превышение $M_{кр}$ проявляется двояко. Во-первых, волновой кризис на крыле и переход к сверхзвуковому полету характеризуются смещением назад фокуса самолета, т.е. требуют увеличенных отклонений и усилий для создания перегрузки. Во-вторых, волновой кризис на оперении и переход к сверхзвуковому полету влияют на работу руля: уменьшается его эффективность (не участвует стабилизатор) и растут шарнирные моменты. Это также способствует росту расходов руля и особенно усилий.

В итоге увеличение скорости после наступления волнового кризиса сопровождается уже не уменьшением, а ростом расхода руля, а также сильным ростом расхода усилий на единицу перегрузки.

Это можно видеть на графиках, полученных в результате летных испытаний самолета со стреловидным крылом (рис. 13.02 и 13.03). Хорошо заметен рост расхода руля при $M > 0,88$. Расход усилий растет особенно сильно после $M = 0,7—0,8$, когда начинается волновой кризис. Как видно из графика, при $M = 0,94$ управление примерно вдвое тяжелее, чем при $M = 0,5$. Некоторый рост

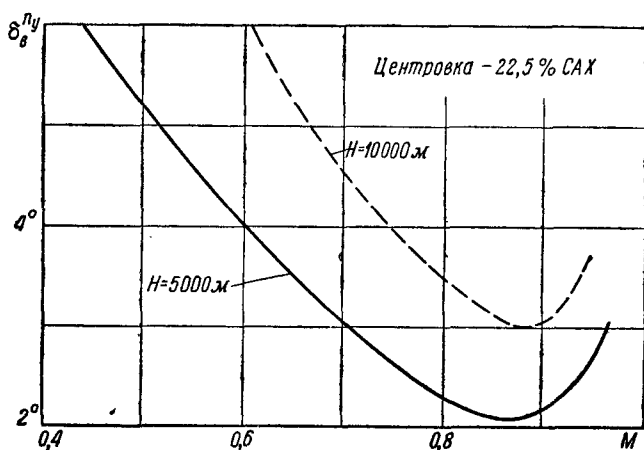


Рис. 13.02. Зависимость расхода руля высоты на единицу перегрузки от числа M и высоты полета (пример)

расхода усилий с увеличением скорости наблюдается и до наступления волнового кризиса. Это можно объяснить тем, что на меньших скоростях сильнее сказывается дестабилизирующее действие двигателя (рис. 12.12), так как прирост перегрузки достигается большим увеличением угла атаки.

Из графиков хорошо виден значительный рост расхода руля на больших высотах. Небольшое уменьшение расхода усилий на $H = 10\,000$ м можно объяснить ослаблением демпфирования.

На рис. 13.04 видно, что смещение назад фокуса самолета при переходе от дозвукового полета к сверхзвуковому (показанное на рис. 12.08) приводит к соответствующему росту расхода стабилизатора.

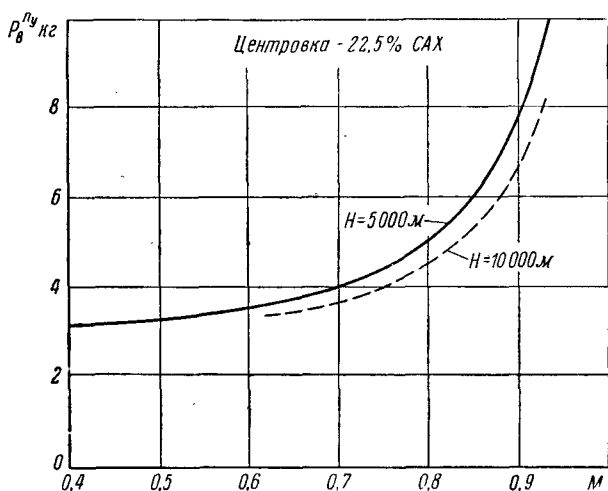


Рис. 13.03. Зависимость расхода усилий на единицу перегрузки от числа M и высоты полета

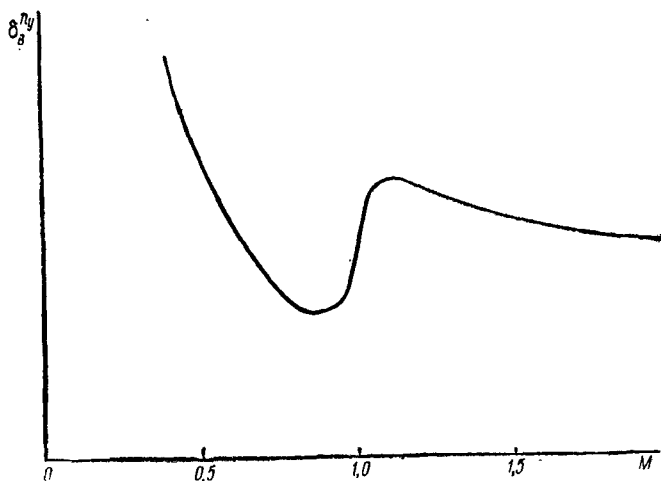


Рис. 13.04. Зависимость расхода управляемого стабилизатора на единицу перегрузки от числа M полета (пример)

Но когда фокус прекращает свое смещение, то дальнейшее увеличение скорости сопровождается уже некоторым уменьшением расхода стабилизатора в связи с увеличением скоростного напора.

Увеличение расхода руля (стабилизатора) при переходе к сверхзвуковому полету означает, что при одинаковом положении руля перегрузка при дозвуковой скорости получается выше, чем при сверхзвуковой. Это обстоятельство на практике приводит к следующему неприятному явлению: если на сверхзвуковой скорости начать вираж с большой перегрузкой, вызывающей сильное торможение самолета, то при переходе на дозвуковую скорость нужно уменьшить отклонение ручки «на себя», иначе резко увеличится перегрузка.

Применение гидроусилителя, включенного по необратимой схеме, не влияя никак на потребные расходы руля, сильно сказывается на расходах усилий, причем очень большое значение имеет устройство загрузочного механизма. Простейший пружинный загрузочный механизм (без коррекции по скоростному напору и числу M), изображенный схематически на рис. 11.23, обладает тем свойством, что рост усилия на ручке прямо пропорционален отклонению руля и больше ни от чего не зависит. Следовательно, при таком загрузочном механизме летчик будет испытывать большие нагрузки тогда, когда велик расход руля, т. е. в криволинейном полете на больших высотах и на малых скоростях, а также на очень больших скоростях, где растет расход рулей. Применяя более сложный загрузочный механизм, автоматически учитывающий величины скоростного напора и числа M , удастся устранить этот дефект. Существуют автоматические системы продольного управления, которые сохраняют расходы ручки и усилий на единицу перегрузки постоянными при всех режимах полета и центровках.

§ 5. Поперечная управляемость в криволинейном полете

Если криволинейный полет выполняется не в вертикальной плоскости, то поперечное управление при маневре служит для накренения самолета в начале маневра, поперечной балансировки в процессе его и вывода из крена в конце маневра.

При поперечном вращении возникает демпфирующий момент (рис. 11.13), который должен быть уравновешен рулевым моментом крена от элеронов. Чем выше угловая скорость накренения ω_x , тем больше и потребное отклонение элеронов. Для оценки поперечной управляемости можно использовать такие показатели: расход элеронов на единицу угловой скорости крена $\delta_{\omega_x}^0$ и расход усилий на единицу угловой скорости крена $P_{\omega_x}^0$.

Если не учитывать влияния деформаций крыла и сжимаемости воздуха, то демпфирующий момент крена пропорционален среднему по крылу значению $\Delta\alpha$ (рис. 11.13) и квадрату скорости V^2 , а момент от элеронов пропорционален углу их отклонения δ_a и также V^2 .

Если при разных скоростях полета элероны отклонены на одинаковый угол, то из условия равенства между демпфирующим моментом и моментом элеронов углы $\Delta\alpha$ должны при этих скоростях также получиться одинаковыми.

Пусть, например, скорость V увеличена в два раза. Тогда при неизменных углах δ_a и $\Delta\alpha$ оба момента увеличатся в четыре раза и останутся в равновесии. Но при этом, очевидно, окружная скорость U также увеличится в два раза пропорционально скорости полета (иначе не останется неизменным угол $\Delta\alpha$).

Следовательно, при одинаковых отклонениях элеронов угловая скорость накренения прямо пропорциональна скорости полета.

Если управление элеронами прямое или обратимое бустерное, то при этом усилие на ручке от элеронов пропорционально квадрату скорости полета, т. е. при увеличении скорости (и угловой скорости) в два раза давление на ручку возрастает в четыре раза.

Отсюда получаем, что расход элеронов на единицу угловой скорости крена $\delta_a^{\omega x}$ обратно пропорционален скорости полета, а расход усилий прямо пропорционален скорости полета. Иначе говоря, при прямом управлении трудно накренить самолет быстро при большой скорости полета.

С изменением высоты при данной скорости расход элеронов остается неизменным, но расход усилий уменьшается пропорционально плотности воздуха.

Все сказанное справедливо лишь без учета деформаций крыла и влияния числа M , которые существенно изменяют поперечную управляемость.

Деформации кручения крыла (а у стреловидного крыла и деформации изгиба) ослабляют эффективность элеронов, требуя большего их отклонения, что особенно сильно проявляется, как мы выяснили в гл. 12, на больших скоростях и малых высотах полета. Резкое уменьшение эффективности элеронов наблюдается также при возникновении на крыле волнового кризиса и при переходе к сверхзвуковому полету, когда отклонение элерона не влияет на распределение давления по крылу.

В итоге расход элеронов на единицу угловой скорости может не уменьшаться с ростом скорости полета, а расти или на некотором участке скоростей оставаться постоянным. В качестве примера на рис. 13.05 показан график для самолета со стреловидным крылом, полученный в результате летных испытаний. Резкое снижение эффективности элеронов на больших скоростях приводит и к соответствующему росту расхода усилий, делающему поперечное управление очень тяжелым. Это видно из графика на рис. 13.06, полученного для того же самолета. Естественно, что расход усилий растет еще быстрее, чем расход элеронов, так как на шарнирный момент влияет еще и скоростной напор, а также перераспределение давлений при волновом кризисе на элеронах.

Меньшие расходы элеронов и усилий на большей высоте объясняются тем, что с увеличением высоты при данном числе M уменьшается скоростной напор, что приводит к уменьшению деформаций крыла.

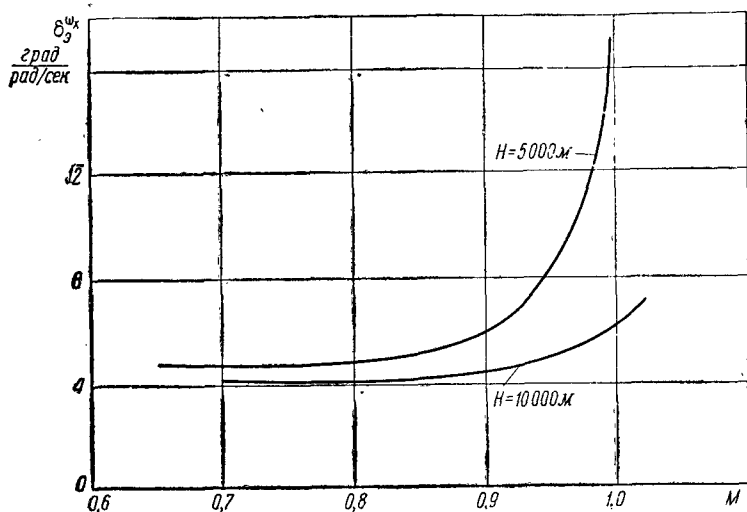


Рис. 13.05. Зависимость расхода элеронов на единицу угловой скорости крена от числа M и высоты полета (пример)

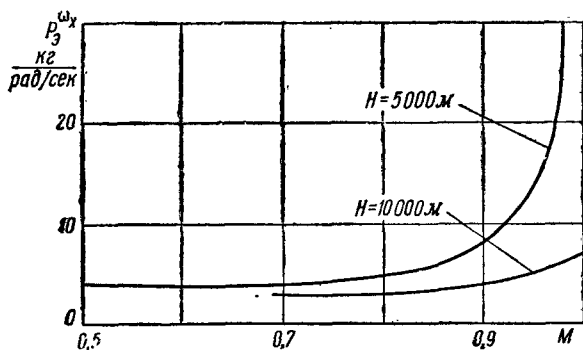


Рис. 13.06. Зависимость расхода усилий на единицу угловой скорости крена от числа M (стреловидное крыло, обратное управление)

На многих самолетах применяется необратимое бустерное управление элеронами с простым пружинным загрузочным механизмом. При таком управлении усилие на ручке пропорционально отклонению элеронов и расход усилий при изменении скорости меняется пропорционально расходу элеронов. В частности, в нашем примере расход элеронов на высоте 5000 м возрастает при увели-

чении числа M с 0,7 до 0,95 в 1,7 раза. При необратимом управлении так же увеличился бы и расход усилий, а при обратимом управлении этот расход увеличился в 3,2 раза. Здесь наглядно видно преимущество необратимой схемы управления.

Теперь перейдем к работе элеронов при криволинейном маневре с постоянным углом крена, когда нет вращения вокруг продольной оси.

Если при таком маневре нет вращения и вокруг оси y (петля, ввод и вывод из горки и пикирования), то при полной симметрии самолета элероны должны быть нейтральными.

При горизонтальном развороте, спирали, боевом развороте самолет вращается и вокруг оси y . За счет этого вращения скорость и подъемная сила внешнего крыла становятся больше, чем у внутреннего, и создается небольшой поперечный момент в сторону увеличения крена, который нужно уравнивать незначительным отклонением элеронов против крена. Таким образом, после ввода в разворот требуется обратное отклонение ручки, причем не в исходное положение, а несколько дальше.

§ 6. Работа руля направления при маневрировании

Если в криволинейном маневре имеется вращение самолета вокруг оси y , то необходимо уравновесить демпфирующий путевой момент, направленный против вращения. Для этого нужно отклонить руль направления в сторону вращения. При равенстве между рулевым и демпфирующим моментами маневр будет без скольжения. Если руль направления нейтрален или отклонен недостаточно, то демпфирующий момент повернет самолет на некоторый угол и образуется скольжение на внутреннее крыло. При большой путевой устойчивости скольжение будет малым. В случае «передачи ноги» (излишнего отклонения руля) возникает внешнее скольжение.

Если маневр выполняется со скольжением, то оно в свою очередь скажется на поперечном равновесии и потребует соответствующее отклонение элеронов. При внешнем скольжении поперечная устойчивость создаст момент в сторону разворота и ручку придется сильнее отклонить против крена. При внутреннем скольжении необходимо держать ручку отклоненной по крену, чтобы предотвратить выход из крена под действием скольжения.

Совершенно иным должно быть действие элеронами при скольжении в случае поперечной неустойчивости самолета, которая наблюдается, например, у некоторых самолетов со стреловидными крыльями на определенных числах M полета. Если при таких числах M выполняется разворот и летчик создает рулем направления внутреннее или внешнее скольжение, то реакция самолета по крену будет обратной: «передача ноги» вызовет поперечный момент на уменьшение крена, а «недодача ноги» — на увеличение крена. Для поперечного равновесия потребуются отклонение элеронов, обратное обычному.

§ 7. Косвенное действие рулей

Вращение самолета рулем высоты относительно оси z , элеронами вокруг оси x и рулем направления вокруг оси y представляет собой прямое действие рулей, соответствующее назначению каждого из них. Но часто наблюдается и косвенное действие рулей: накренение при действии рулем направления, рыскание при отклонении элеронов или руля высоты, кабрирование или зарывание самолета при разворотах и т. д.

Косвенное действие рулей иногда может быть использовано летчиком, но в большинстве случаев оно вредно отражается на точности управления и усложняет технику пилотирования.

Рассмотрим наиболее характерные случаи.

1. Заворачивание самолета при накренении. При отклонении элеронов у самолета наблюдается иногда стремление завернуть в сторону опущенного элерона, т. е. в сторону, противоположную кренению.

Причиной является вращение самолета вокруг оси x , которое увеличивает углы атаки у опускающегося крыла (рис. 11.13) и уменьшает у поднимающегося. При дозвуковом обтекании увеличение угла атаки повышает подсасывающую силу, действующую на переднюю часть крыла и направленную вперед, а уменьшение угла атаки понижает эту силу. В итоге создается заворачивающий момент в сторону поднимающегося крыла.

Не нужно смешивать это заворачивание при накренении с заворачиванием после накренения, когда самолет начинает скользить на опущенное крыло и за счет путевой устойчивости заворачивает в сторону скольжения. Если полет происходит с небольшими углами атаки, то такое заворачивание можно использовать для разворотов при отказе ножного управления.

2. Накренивание при отклонении руля направления. Самолет накренивается в ту же сторону, куда отклонен руль. Накренивание возможно лишь при наличии поперечной устойчивости, так как вызывается моментом крена от скольжения, создаваемого рулем направления. Это явление используется для поперечного управления на больших углах атаки, когда эффективность элеронов недостаточна и к тому же ослабляется вредным заворачиванием, описанным выше.

Если самолет поперечно неустойчив, то при отклонении руля направления получается обратная реакция по крену, т. е. накренивание в сторону, обратную отклонению руля. Причина такой поперечной неустойчивости, возможной у самолетов со стреловидными крыльями, была рассмотрена в гл. 12, § 14.

3. Заворачивание самолета при действии рулем высоты. Отклонение руля высоты может вызвать поворот самолета вправо или влево. Причина состоит в гироскопическом эффекте,

связанном с изменением направления оси ротора турбореактивного двигателя при вращении самолета вокруг оси z .

Допустим, что на самолете с двигателем левого вращения летчик взял ручку на себя и создал вращение в сторону кабрирования. Выделим в роторе две диаметрально противоположные массы (рис. 13.07). Находясь в вертикальной плоскости (положения A и B), эти массы приобретают за счет вращения вместе с самолетом скорости U_A и U_B : верхняя — назад, нижняя — вперед. Переходя за счет вращения ротора в положения A_1 и B_1 , массы стремятся по инерции сохранить эти скорости, создавая тем самым пару сил (гироскопический момент), разворачивающую самолет влево. Такое же действие окажут и все остальные массы ротора.

Итак, при подъеме носа и левом вращении ротора возникает гироскопический момент, разворачивающий самолет влево.

Изменив направления стрелок на обратные, легко увидеть, что опускание носа при левом вращении ротора вызовет заворачивание вправо. При правом вращении моменты получаются противоположного направления. Заворачивание парируется отклонением педалей.

4. Подъем или опускание носа при действии рулем направления. Причиной является тоже гироскопический эффект двигателя: при левом вращении двигателя вращение самолета вокруг оси y влево создает пикирующий момент, дача правой ноги — кабрирующий момент. При правом вращении двигателя моменты получаются противоположного знака.

5. Продольное вращение при накренивании самолета элеронами.

Такое явление связано с разномом масс вдоль фюзеляжа (рис. 13.08). Если исходное вращение крена происходит вокруг скоростной оси Ox при наличии угла атаки, то массы носовой и хвостовой частей самолета стремятся по инерции удалиться от оси вращения, т. е. вращать самолет в сторону кабрирования. Чтобы противодействовать этому кабрированию, необходимо приложить к самолету некоторый аэродинамический пикирующий момент. Следовательно, на самолет при вращении вокруг оси Ox , не проходящей через линию центров масс zOz (ось инерции), действует продольный центробежный момент: кабрирующий при положительном угле атаки и пикирующий при отрицательном.

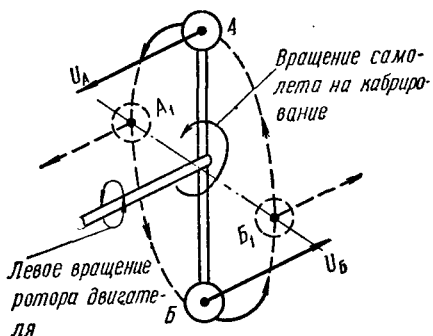


Рис. 13.07. К объяснению гироскопического эффекта

Может возникнуть вопрос: не происходит ли на самом деле вращение крена вокруг оси инерции $\theta O\theta$, а не вокруг скоростной оси Ox ? Ведь в таком случае центробежный момент не возникал бы.

Предположим, что, имея в начале вращения положительный угол атаки в вертикальной плоскости, самолет повернулся вокруг оси $\theta O\theta$ на 90° . Тогда угол между осями Ox и $\theta O\theta$ станет уже не углом атаки, а углом скольжения, а угол атаки станет равным нулю.

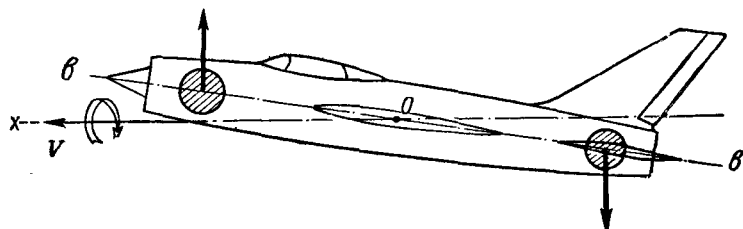


Рис. 13.08. Возникновение кабрирующего центробежного момента при вращении самолета относительно скоростной продольной оси

Но если самолет имеет очень высокую статическую устойчивость (продольную и путевую), то он будет стремиться все время сохранять положительный угол атаки без скольжения. Это означает, что вращение будет происходить вокруг вектора скорости, а ось $\theta O\theta$ будет описывать конус.

При отсутствии устойчивости вращение происходило бы вокруг оси $\theta O\theta$. В действительности же при обычной степени устойчивости вращение происходит не точно вокруг оси скорости, но и не вокруг оси инерции, так что описанный центробежный момент возникает.

Допустим, что перед началом вращения угол атаки был положительным и самолет находился в продольном равновесии. Тогда с началом вращения угол атаки начнет возрастать и в итоге установится новый угол атаки, при котором центробежный момент уравнивается аэродинамическим стабилизирующим моментом. Но при недостаточной скорости полета или на большой высоте, а также при малом запасе центровки стабилизирующий момент может оказаться недостаточным для уравнивания центробежного момента, особенно при большой угловой скорости крена. В результате самолет может выйти на очень большие углы атаки, что приведет к созданию большой перегрузки и срыву потока с крыла.

Поскольку вращение происходит не точно вокруг скоростной продольной оси, то при поперечном вращении будет возникать и скольжение. Оно будет создавать центробежный путевой момент, стремящийся еще больше увеличить угол скольжения. Этот момент образуется точно так же, как и описанный продольный момент.

При недостаточной путевой устойчивости (например, сверхзвуковом полете на больших высотах) это может привести к большим путевым колебаниям. Кроме того, скольжение при больших углах атаки может вызвать срыв самолета в штопор.

Из сказанного можно сделать вывод о том, что на сверхзвуковых самолетах, имеющих большой продольный разнос масс, нельзя допускать резкого накренения при полетах на больших высотах или малых скоростях, если самолет не оборудован соответствующей автоматикой для борьбы с описанным явлением.



Г Л А В А 14

УСТОЙЧИВОСТЬ И УПРАВЛЯЕМОСТЬ САМОЛЕТА ПРИ ВЗЛЕТЕ И ПОСАДКЕ

§ 1. Продольная устойчивость и управляемость при разбеге

При движении самолета по земле на него действуют, кроме аэродинамических сил, еще и силы реакции земли. Они тоже создают моменты относительно центра тяжести и влияют на устойчивость и управляемость самолета.

Продольную устойчивость при разбеге есть смысл рассматривать в том случае, когда самолет может совершать продольные вращения, т. е. после отрыва переднего колеса.

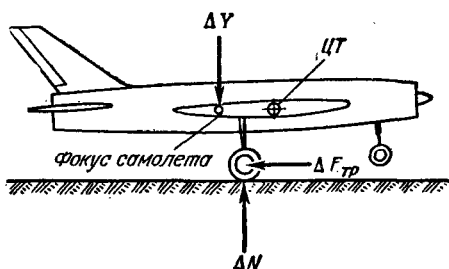


Рис. 14.01. Дополнительные силы, возникающие при случайном «клевке» на разбеге с поднятым передним колесом

и возникнет стабилизирующий (кабрирующий) момент. Но на величину ΔN , равную ΔY , возрастет и вертикальная сила, действующая на самолет со стороны земли, а вместе с ней появится прирост $\Delta F_{тр}$ силы трения.

Эти силы, как видим, создают относительно центра тяжести дестабилизирующий момент, стремящийся усугубить «клевок». Очевидно, самолет будет продольно устойчивым на разбеге в том случае, когда его фокус не только находится позади ЦТ, но и до-

пускаем, что самолет, продольно уравновешенный летчиком, отклонившим на себя ручку управления, случайно произвел «клевок» — уменьшил угол атаки (рис. 14.01), не касаясь, однако, земли передним колесом. При этом появится отрицательный прирост подъемной силы ΔY , приложенный в фокусе самолета (рис. 11.09, б)

статочно сзади главных колес: тогда стабилизирующее действие аэродинамической силы ΔY будет больше дестабилизирующего действия сил ΔN и $\Delta F_{тр}$.

Для обеспечения должной динамической устойчивости нужно, чтобы стабилизирующие моменты не только возникали, но и были достаточно большими, а также чтобы имелось необходимое демпфирование. Это означает, что отделение переднего колеса не должно быть преждевременным, когда еще недостаточен скоростной напор (впрочем, при очень малой скорости руль высоты не в состоянии создать достаточный продольный момент). Но и позднее

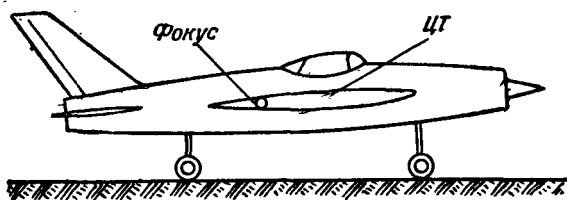


Рис. 14.02. Велосипедное шасси

отделение переднего колеса (непосредственно перед отрывом) также нежелательно и даже опасно: возможен «заброс» угла атаки, который вызовет преждевременный отрыв самолета и может привести к «раскачке» самолета после отрыва. Поэтому необходимо соблюдать предусмотренную инструкцией скорость отделения переднего колеса.

У самолетов с велосипедным шасси (рис. 14.02) при расположении ЦТ приблизительно посередине между стойками шасси задняя стойка находится позади фокуса самолета и в случае разбега с поднятой передней стойкой самолет был бы продольно неустойчив. К тому же при обычной эффективности руля (управляемого стабилизатора) даже полного взятия ручки «на себя» не хватает для продольной балансировки. Поэтому до конца разбега передняя стойка не отделяется, а для придания самолету угла атаки отрыва используется удлинение передней стойки («вздыбливание») или укорочение задней («приседание») в конце разбега.

Поскольку отрыв при велосипедном шасси происходит без участия руля высоты¹, последний после отрыва может оказаться в случайном положении, не обеспечивающем продольного равновесия. Во избежание этого летчик должен знать нужное положение ручки (штурвала) и выдерживать его при разбеге, а после отрыва быстро внести нужную поправку в соответствии с поведением само-

¹ Сказанное не относится к самолетам, у которых ЦТ находится значительно ближе к задней стойке, чем к передней. На взлете в этом случае, как и при обычном шасси с передним колесом, отделение передней стойки производится за счет отклонения руля высоты (стабилизатора).

лета. С точки зрения безопасности желательно отрываться с некоторым «недобором» ручки, чтобы у самолета не было тенденции к кабрированию и потере скорости, которая может еще усугубиться забросом угла атаки от «вздыбливания» или «приседания».

§ 2. Путьевая устойчивость и управляемость самолета при разбеге и пробеге

При достаточно большой скорости (в конце разбега, начале пробега) путьевая устойчивость самолета обеспечивается в основном килем самолета, а управляемость — рулем направления. Но

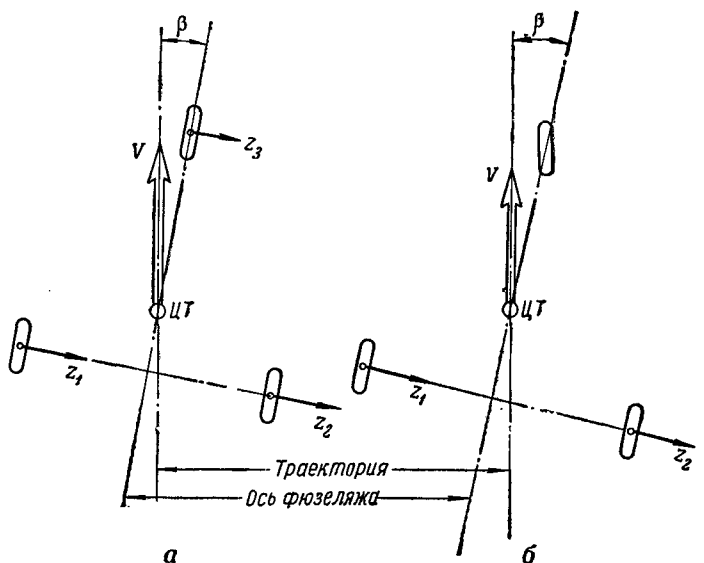


Рис. 14.03. Боковые силы колес при скольжении на разбеге (пробеге):

а — фиксированное переднее колесо; *б* — свободно ориентирующееся переднее колесо

при малой скорости аэродинамические силы недостаточны, поэтому выдерживание направления разбега и пробега обеспечивается раздельным торможением основных колес, а при велосипедном шасси — поворотом передней стойки.

Выдерживание направления облегчается наличием у самолета путьевой устойчивости. Она обеспечивается возникновением стабилизирующих моментов. Если самолет на пробеге (разбеге) движется по прямой и какая-то сила повернет его вокруг вертикальной оси, то возникнет скольжение (рис. 14.03), характеризующееся углом β . При скольжении возникают боковые силы колес. Если

переднее колесо зафиксировано в плоскости симметрии самолета (рис. 14.03, а), то боковые силы создаются всеми тремя колесами. При этом силы основных колес Z_1 и Z_2 оказывают стабилизирующее действие, так как проходят сзади ЦТ, а сила Z_3 переднего колеса — дестабилизирующее. Если не считаться с аэродинамическими силами, то в итоге самолет не будет иметь путевой устойчивости: хотя сила Z_3 меньше суммы сил Z_1 и Z_2 , но зато соответственно больше ее плечо.

Чтобы обеспечить путевую устойчивость, переднее колесо делают свободно ориентирующимся. Тогда оно автоматически устанавливается по движению, и дестабилизирующая сила Z_3 исчезает (рис. 14.03, б). Иногда применяют устройство, позволяющее летчику при рулении управлять передним колесом.

Чтобы возникли боковые силы колес, последние должны иметь сцепление с поверхностью полосы. Если полоса частично обледенела, то появившееся боковое скольжение может не исчезнуть и даже усилиться за счет неравномерного сцепления отдельных колес (особенно при торможении), а когда самолет попадет на сухой участок полосы, то появятся большие боковые силы, опасные для прочности шасси. Поэтому при обледенении полосы нельзя допускать появления бокового скольжения самолета.

§ 3. Устойчивость и управляемость самолета на воздушных участках взлета и посадки

Особенности устойчивости и управляемости самолета на воздушных участках взлетной и посадочной дистанций связаны в основном с тем, что малы скорости и велики углы атаки. В связи с малыми скоростями характерно заметное запаздывание реагирования самолета по углу тангажа на отклонение руля высоты. Угол тангажа самолета является суммой двух углов: угла наклона траектории θ и угла атаки α (рис. 7.01). Оба эти угла при малой скорости изменяются медленно: угол атаки — потому, что мал рулевой момент и сильно проявляется инертность самолета при вращении вокруг оси z (особенно у самолетов с длинным фюзеляжем), а угол наклона траектории — из-за того, что при скорости, близкой к минимальной, невозможно получить значительные приросты подъемной силы и искривление траектории происходит вяло. Учитывая запаздывание самолета, ручку нужно отклонять с упреждением, для чего требуется соответствующая тренировка.

Дополнительное ухудшение продольной управляемости может быть вызвано появлением продольной неустойчивости на больших углах атаки («ложка» кривой продольного момента — гл. 12, § 6). В таких случаях при увеличении угла атаки возможно «подхватывание», самопроизвольное усиление кабрирования.

При взлете и посадке характерной для большинства самолетов является пониженная эффективность элеронов. Она объясняется малой величиной скоростного напора, а в некоторых случаях —

воздействием на элероны срыва потока с концевой части крыла. Кроме того, сказывается косвенное действие элеронов, объясненное в конце предыдущей главы,— заворачивание в сторону, обратную накрению. Поэтому более эффективно накрывать самолет (и исправлять крены) на больших углах атаки с помощью руля направления, т. е. использовать прямую реакцию по крену на скольжение, которая с ростом угла атаки усиливается за счет повышения поперечной устойчивости.

§ 4. Влияние выпуска и уборки закрылков на балансировку самолета

При выпуске закрылков на планировании происходит увеличение сопротивления и подъемной силы крыла. Прирост подъемной силы приложен, как правило, к задней части крыла, поэтому создается пикирующий момент. Однако не на всех самолетах летчик ощущает его действие, так как одновременно появляется и кабрирующий момент. Первой причиной его возникновения является то, что выпущенные закрылки создают добавочный скос потока, набегающего на стабилизатор, сверху вниз. Другая причина состоит в том, что прирост подъемной силы искривляет траекторию вверх, а для борьбы с этим приходится уменьшить угол атаки, в связи с чем возникает кабрирующий момент за счет продольной устойчивости.

В итоге суммарный момент после выпуска закрылков может быть как пикирующим, так и кабрирующим.

Уборка закрылков в воздухе (после взлета или ухода на второй круг) вызывает уменьшение подъемной силы, что приводит к «проваливанию» самолета или уменьшению угла подъема. Поэтому в целях обеспечения безопасности инструкциями предусматривается для каждого типа самолета минимально допустимая высота уборки закрылков. Теоретически возможно избежать «проваливания», если компенсировать уборку закрылков соответствующим отклонением ручки управления на себя. Однако практически трудно добиться полной одновременности увеличения подъемной силы за счет отклонения руля высоты и уменьшения ее, вызываемого уборкой закрылков, особенно при быстрой уборке последних. К тому же быстрое отклонение руля высоты может вызвать «заброс» угла атаки и создать опасную ситуацию.

Минимально допустимая скорость с выпущенными закрылками меньше, чем с убранными. Это означает, что уборку закрылков можно производить только после того, как самолет приобретет достаточную скорость. В противном случае «проваливание» приобретет неуправляемый характер.

Изменение балансировки после уборки закрылков получается обратным тому, которое наблюдается после их выпуска. Например, если выпущенные закрылки создают кабрирующий момент, то после их уборки возникает пикирующий момент.

§ 5. Взлет с боковым ветром

При разбеге с боковым ветром (или с попутно-боковым, встречно-боковым) воздушный поток набегаает на самолет не строго спереди, а под некоторым углом. Следовательно, относительно воздуха самолет движется со скольжением под углом β (рис. 14.04), в результате чего создается боковая сила $Z_{ск}$. При достаточной путевой устойчивости эта сила проходит позади не только ЦТ, но и главных колес, испытывающих со стороны земли действие сил Z_1 и Z_2 ; равнодействующая этих сил и боковая сила $Z_{ск}$ образуют пару сил, стремящуюся развернуть самолет против ветра. Для путевого равновесия необходимо отклонить руль направления по ветру. Возникающая при этом на вертикальном оперении сила $Z_{р.н}$ создает относительно ЦТ момент, уравнивающий разворачивающий момент. Заметим, что отклонение руля уменьшает силы Z_1 и Z_2 , так как равновесие сил в поперечном направлении означает, что

$$Z_{ск} - Z_{р.н} = Z_1 + Z_2.$$

Равновесие путевых моментов можно трактовать и так: равнодействующая сил $Z_{ск}$ и $Z_{р.н}$ (она проходит впереди силы $Z_{ск}$ и равна $Z_{ск} - Z_{р.н}$) должна находиться в той же вертикальной плоскости, перпендикулярной к направлению движения, что и силы Z_1 и Z_2 .

Боковой ветер сказывается и на поперечном равновесии: возникает момент за счет поперечной устойчивости крыла и от того, что равнодействующая $Z_{ск} - Z_{р.н}$ проходит выше обратной силы $Z_1 + Z_2$. Этот момент, накреняющий самолет по направлению бокового ветра, уравнивается отклонением элеронов (ручка — против ветра). Если это отклонение недостаточно, то будут неодинаковы давления колес на землю и возникнет разворачивающий момент (в подветренную сторону). Отклонение элеронов создает также путевой момент за счет изменения лобовых сопротивлений крыльев, помогающий моменту от руля направления.

После отрыва возможны различные варианты движения самолета. Первый — выдерживание и подъем без скольжения и крена с сохранением заданного курса взлета (ось фюзеляжа параллельна ВПП). При этом образуется снос (рис. 14.05, а).

Второй вариант — выдерживание и подъем без скольжения и

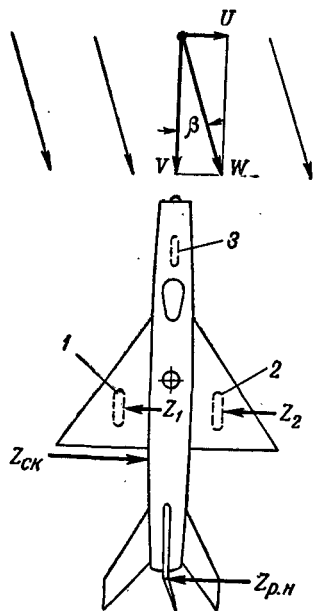


Рис. 14.04. Схема сил, действующих на самолет при разбеге с боковым ветром: 1, 2, 3 — соответственно левое, правое и переднее колеса

крена, но с курсом, измененным на величину угла сноса (рис. 14.05, б). В этом случае сохраняется первоначальная линия пути относительно земли, причем обтекание самолета такое же, как и в безветрие, полностью симметричное. По мере разгона необходимо изменять курс соответственно уменьшению угла сноса, т. е. приближать направление вектора V к направлению взлета.

Третий вариант — выдерживание и подъем с сохранением как курса, так и линии пути параллельно линии разбега (рис. 14.05 в). Как видим, для этого самолет должен лететь со скольжением — так же, как и на разбеге. Но теперь нет боковых реакций колес, которые обеспечивали поперечное равновесие сил. Это равновесие

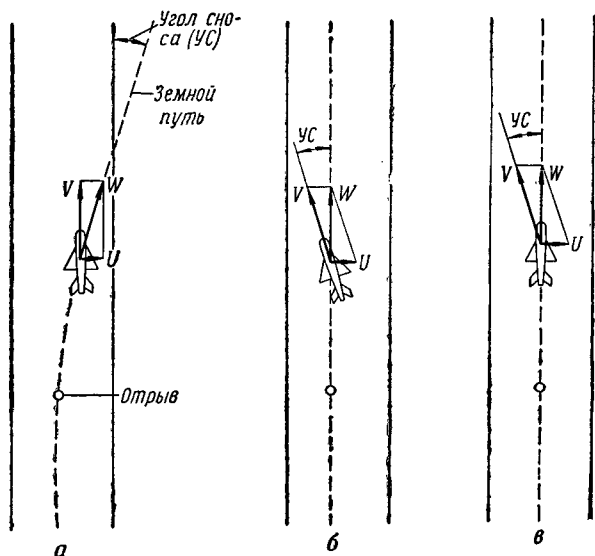


Рис. 14.05. Полет на воздушном участке взлета:

а — с сохранением курса взлета без скольжения; *б* — с сохранением линии пути за счет подбора курса; *в* — с сохранением курса и линии пути за счет скольжения

сохраняется за счет накренения самолета в сторону скольжения (против ветра). Равновесие сил и моментов в полете со скольжением подробнее разбирается в следующем параграфе.

§ 6. Посадка с боковым ветром

Если при взлете можно в ряде случаев допустить после отрыва отклонение от направления разбега, то для точного приземления нужно стремиться к тому, чтобы траектория планирования, выравнивания и выдерживания лежала в плоскости посадочной полосы. Обеспечить это можно двумя способами: скольжением и изменением (подбором) курса.

При планировании и выдерживании со скольжением самолет движется относительно полосы так, как показано на рис. 14.05, в. Рассмотрим, как обеспечивается при этом равновесие сил и моментов (рис. 14.06). Для путевого равновесия необходимо момент боковой силы $Z_{ск}$ уравновесить моментом силы $Z_{р.л}$ руля направления, отклонив его в сторону, обратную скольжению.

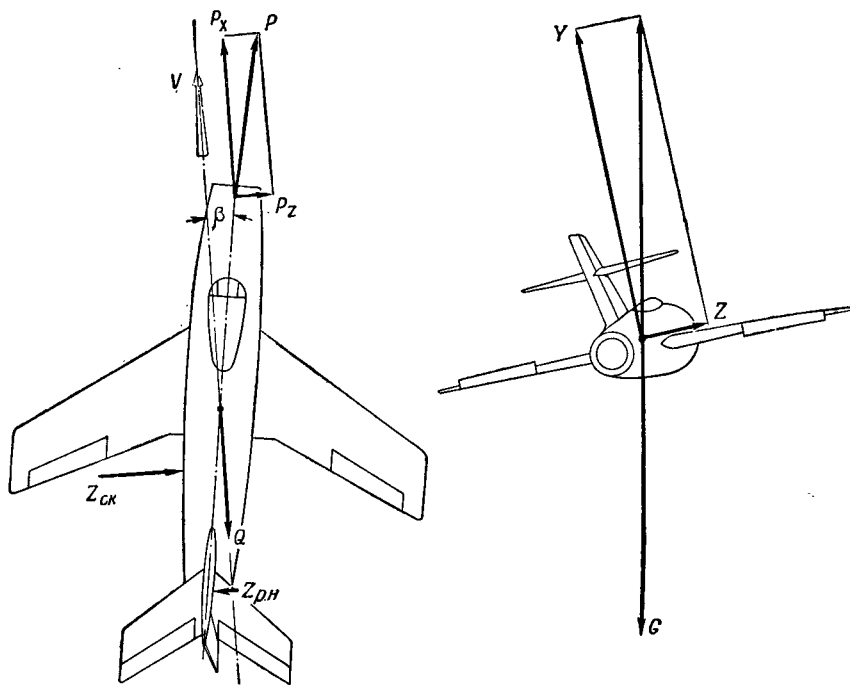


Рис. 14.06. Прямолинейный полет со скольжением

Для поперечного равновесия моментов необходимо уравновесить момент, возникающий от скольжения (стабилизирующий момент крена) отклонением элеронов, дав ручку в сторону скольжения.

Итак, для равновесия моментов при полете со скольжением нужно дать ногу в сторону, обратную скольжению (по ветру), и отклонить ручку в сторону скольжения (против ветра).

Но для прямолинейности траектории нужно обеспечить еще и равновесие сил. Для этого самолет накрывается в сторону скольжения и сила веса¹ G уравновешивается равнодействующей сил Y и Z . Сила Z в свою очередь является равнодействующей сил $Z_{ск}$, $Z_{р.л}$ и боковой составляющей P_z тяги двигателя, кото-

¹ Если полет не горизонтальный, а со снижением или подъемом, то вместо веса нужно брать его составляющую, перпендикулярную к вектору скорости, т. е. $G \cos \theta$, где θ — угол снижения или подъема.

рая включает также и силу, возникающую на входе в двигатель при скольжении.

Если крена не создать, то боковая сила Z будет искривлять траекторию в горизонтальной плоскости.

У самолетов со стреловидными и треугольными крыльями на больших углах атаки очень велика поперечная устойчивость, поэтому при сильном боковом ветре не хватает полного отклонения элеронов для уравнивания поперечного стабилизирующего момента, создаваемого при скольжении. Это не позволяет осуществить прямолинейное скольжение под нужным углом.

По этой причине для современных самолетов более характерно выдерживание направления подбором курса (см. рис. 14.05, б), осуществимое при любой скорости бокового ветра. Поскольку скорость V при выравнивании и выдерживании уменьшается, курс приходится исправлять координированными доворотами.

Недостатком такого способа является то, что самолет подходит к полосе под углом к ее оси, в то время как его путевая скорость параллельна полосе. Если сохранить такое положение самолета и в момент приземления, то возникнут боковые нагрузки на шасси за счет скольжения (юза) колес относительно полосы (рис. 14.03). Если угол скольжения значителен, то эти нагрузки могут вызвать повреждение шасси. Поэтому перед самым приземлением необходимо рулем направления поставить ось самолета параллельно полосе. Заблаговременно этого делать нельзя, потому что под действием боковой силы самолет начнет искривлять свою траекторию по ветру, двигаться под углом к полосе.

После приземления движение самолета при боковом ветре аналогично движению при разбеге (рис. 14.04). Направление в начале пробега выдерживается с помощью руля направления, а в конце — с помощью тормозов или управляемого переднего колеса.

При посадке с тормозным парашютом его необходимо своевременно сбросить, так как во второй половине разбега парашют может развернуть самолет против ветра.





Г Л А В А 15

ПОТЕРЯ СКОРОСТИ И ШТОПОР

§ 1. Потеря скорости

Вес самолета в горизонтальном полете уравнивается подъемной силой, при выраже — вертикальной составляющей подъемной силы, при подъеме — частично подъемной силой, а частично избыточной тягой силовой установки.

Если по какой-либо причине вес окажется не полностью уравновешенным, траектория самолета начинает искривляться вниз. В подобных случаях летчик обычно старается удержать самолет от снижения увеличением угла атаки крыла. Пока угол атаки невелик, это сделать легко. Когда же самолет выходит на критический, а тем более на закритические углы атаки, недостаток подъемной силы восполнить не удастся.

Такое состояние самолета, когда появление недостатка подъемной силы сопровождается выходом на критический угол атаки, называется потерей скорости.

Отклонение траектории вниз приводит к увеличению угла атаки, и самолет в силу своей продольной устойчивости опускает нос, т. е. стремится сохранить угол атаки, поворачиваясь вслед за траекторией. С помощью руля высоты оказывается невозможным прекратить потерю высоты при потере скорости.

Опасность потери скорости заключается в том, что для восстановления скорости требуется значительное время, в течение которого самолет ускоренно снижается. Кроме того, потеря скорости сопровождается нарушением поперечного равновесия самолета и часто приводит к сваливанию самолета на крыло и переходу в штопор.

Причинами потери скорости в полете могут быть отказ двигателя и ошибки летчика в пилотировании самолета.

Единственный способ сохранить подъемную силу при отказе двигателя — это перейти на планирование.

Если отказ двигателя произошел при наборе высоты, то сразу перейти на снижение не удастся, потому что требуется некоторое время для погашения вертикальной скорости подъема. Продолжая подниматься без тяги, самолет теряет скорость. Поэтому необходимо ускорить переход на снижение энергичным отклонением вперед ручки управления самолетом, если запас скорости невелик.

Если скорость самолета в момент отказа двигателя очень сильно превышает минимальную, а высота небольшая, то иногда есть смысл не спешить с переходом на снижение, а, наоборот, набрать высоту за счет излишка скорости, чтобы облегчить выбор места для вынужденной посадки или аварийное покидание самолета.

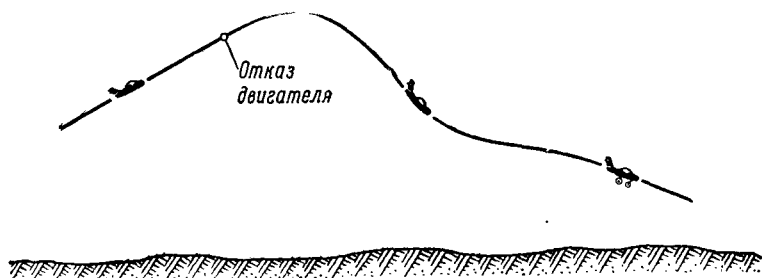


Рис. 15.01. Потеря скорости при отказе двигателя на подъеме с малой скоростью

Но возможен случай, когда скорость при подъеме будет близка к минимальной. Тогда в верхней точке траектории она может стать даже меньше V_{min} и подъемная сила окажется меньше веса. Траектория искривляется вниз, и самолет, стремясь в силу продольной устойчивости сохранить угол атаки, резко опускает нос и быстро теряет высоту. Если запас высоты достаточно велик, то самолет постепенно наберет скорость, перейдет на нормальное планирование (рис. 15.01), после чего можно произвести посадку. Но если двигатель отказал в самом начале подъема, то высоты для выравнивания может не хватить.

Вот почему недопустим переход на крутой набор высоты сразу после отрыва от земли без достаточного разгона. Эта ошибка летчика может усугубить последствия возможного отказа двигателя.

Потеря скорости из-за ошибок летчика возможна и с работающим двигателем, например, в следующих случаях.

1. Резкий «задир» самолета в полете. Самолет переходит на подъем с недостатком тяги, что приводит к уменьшению и, наконец, потере скорости. Такая потеря скорости возможна в конце горки. Предупредить ее можно лишь своевременным уменьшением угла атаки и переходом в горизонтальный полет, на снижение или в пологий набор высоты.

2. Чрезмерное накренение самолета на вираже. При этом вертикальная составляющая подъемной силы становится недостаточной для уравнивания веса самолета и траектория самолета начинает искривляться вниз с одновременным опусканием носа самолета.

При кратковременном развороте такое положение вполне допустимо и потеря высоты будет незначительной. Но длительный вираж с излишним креном недопустим. Заметив опускание носа самолета, летчик должен уменьшить крен. Сохранить крен удастся лишь в том случае, если есть возможность повысить c_y за счет увеличения угла атаки. Но при недостаточном запасе c_y летчик может вывести самолет на закритические углы атаки («перетянуть ручку»), т. е. создать положение потери скорости.

§ 2. Поведение самолета при потере скорости

Выход самолета на большие углы атаки сопровождается срывом потока с крыла. При превышении критического угла атаки уменьшается c_y .

Характер срыва потока и степень падения c_y за критическим углом атаки сильно влияют на поведение самолета при потере скорости.

Срыв потока может быть симметричным, т. е. одинаковым на левом и правом крыльях, и несимметричным, при котором на одном из крыльев срывом охвачен больший участок верхней поверхности, чем на другом.

При симметричном или близком к нему срыве потока самолет опускает нос и его траектория искривляется вниз. Подобное же поведение наблюдается и при наличии некоторой несимметрии срыва, если срыв не приводит к резкому падению c_y .

При сильно выраженном несимметричном срыве нарушается поперечное равновесие, что выражается в виде сваливания самолета на крыло.

У многих самолетов срыв развивается постепенно, и еще до выхода самолета на критический угол наблюдается тряска самолета. Такие самолеты как бы «предупреждают» летчика о недопустимости дальнейшего увеличения угла атаки.

Огромное влияние на поведение самолета оказывает скольжение. Известно, что при наличии поперечной устойчивости скольжение приводит к накренению в сторону, противоположную скольжению. На больших углах атаки данный эффект значительно усиливается, так как скольжение вызывает срыв потока с крыла, противоположного направлению скольжения. Например, скольжение на правое крыло, вызванное дачей вперед левой педали, приводит к срыву потока на левом крыле и сваливанию на это крыло.

Как показывает опыт, односторонний срыв потока при скольжении может произойти на углах атаки, значительно меньших, чем срыв при отсутствии скольжения. При полете на больших углах атаки нужно исключительно координированно управлять самолетом, чтобы избежать скольжения и преждевременного сваливания на крыло. А если сваливание начинается, то наиболее эффективно можно его прекратить созданием скольжения в сторону сваливания с помощью руля направления. Например, сваливание вправо останавливается дачей левой педали. При этом важно вовремя поставить педали нейтрально, чтобы не вызвать сваливания в другую сторону.

§ 3. Самовращение крыла и самолета

При накренивании самолета происходит увеличение углов атаки у опускающегося крыла и уменьшение у поднимающегося (рис. 11.13). Если полет происходит при малых или средних углах атаки, то указанное изменение углов атаки создает, как мы знаем, торможение (демпфирование) крена, и в итоге даже большим моментом не удастся быстро наклонить самолет. Как только действие наклоняющего момента прекращается, вращение почти моментально останавливается.

Но стоит придать крылу угол атаки, больший критического, как его поведение совершенно меняется: сообщенное крылу вращение не только не тормозится, но, наоборот, еще больше усиливается. Это явление — самовращение, или авторотация, — лежит в основе штопора самолета.

Объяснением причины возникновения наклоняющего момента, поддерживающего вращение, является тот известный факт, что увеличение угла атаки сверх критического сопровождается усилением срыва потока и падением подъемной силы; поэтому подъемная сила опускающегося крыла имеющего большие углы атаки, оказывается меньшей, чем у поднимающегося крыла (рис. 15.02).

По мере ускорения вращения поднимающееся крыло начинает работать с углами атаки, значительно меньшими критического, т. е. в условиях плавного обтекания, в то время как опускающееся крыло работает уже в условиях полного срыва потока.

Но угловая скорость наклонения не будет возрастать безгранично. С уменьшением углов атаки плавно обтекаемого крыла уменьшается и его подъемная сила и,

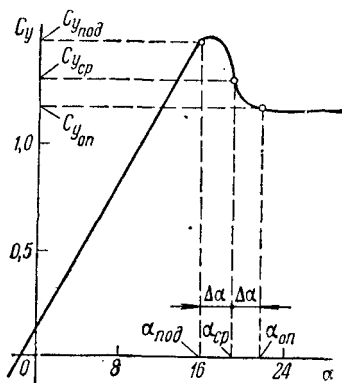


Рис. 15.02. Различие в подъемных силах опускающегося и поднимающегося крыльев

в конце концов, моменты подъемных сил обоих крыльев выравняются, угловое ускорение исчезает и устанавливается постоянная угловая скорость самовращения.

Пусть, например, при отсутствии вращения угол атаки всех сечений крыла равен $\alpha_{\text{ср}} = 18^\circ,5$ (рис. 15.03). В этом случае у двух небольших, симметрично расположенных участков правого и левого крыльев подъемные силы одинаковы и поперечные моменты, создаваемые ими, взаимно уравновешены. То же получится и при вращении самолета вокруг оси x с такой угловой скоростью, при которой $\alpha_{\text{оп}} = 25^\circ$, а $\alpha_{\text{под}} = 12^\circ$, т. е.

$$\Delta\alpha = \alpha_{\text{оп}} - \alpha_{\text{ср}} = \alpha_{\text{ср}} - \alpha_{\text{под}} = 6^\circ,5,$$

где $\alpha_{\text{оп}}$ — угол атаки рассматриваемого участка опускающегося крыла;

$\alpha_{\text{под}}$ — угол атаки симметрично расположенного участка поднимающегося крыла;

$\alpha_{\text{ср}}$ — средний угол атаки обоих крыльев.

При некоторой угловой скорости вращения окажутся уравновешенными уже не моменты, создаваемые симметрично расположенными произвольно выбранными участками крыльев, а моменты, создаваемые всем левым крылом и всем правым крылом.

Угловая скорость самовращения получается наибольшей у крыльев, для которых характерно резкое падение подъемной силы после критического угла атаки.

Сравнение прямого и стреловидного крыльев показывает (рис. 3.20), что у последнего падение c_y после критического угла атаки носит более плавный характер. Поэтому стреловидные крылья менее склонны к самовращению, чем прямые.

Если в процессе самовращения создать внутреннее скольжение (например, скольжение на правое крыло при вращении вправо), то угловая скорость уменьшается и даже самовращение может совсем остановиться. Наоборот, скольжение в сторону поднимающегося крыла (внешнее) усиливает самовра-

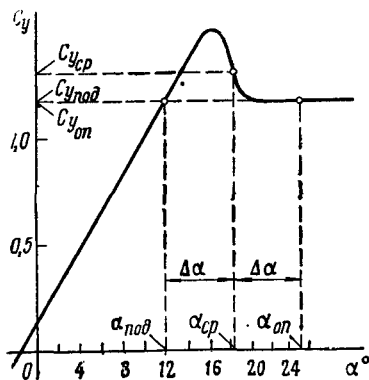


Рис. 15.03. Одинаковые подъемные силы симметрично расположенных элементов опускающегося и поднимающегося крыльев при определенной угловой скорости вращения

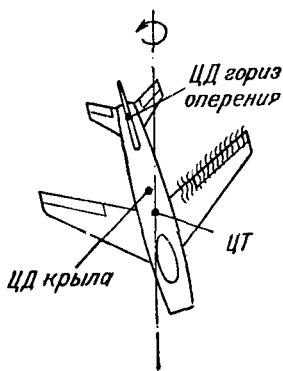


Рис. 15.04. Положение центров давления крыла и горизонтального оперения при внешнем скольжении

шение. Это объясняется двумя причинами: во-первых, отмеченным выше влиянием скольжения на интенсивность одностороннего срыва потока и, во-вторых, отклонением центров давления крыла и оперения от оси вращения в сторону скольжения (рис. 15.04), чем создается момент, усиливающий вращение при внешнем скольжении и тормозящий при внутреннем.

§ 4. Штопор самолета

Изучение штопора необходимо для успешного вывода самолета в нормальный полет в случае непреднамеренного срыва в штопор.

Теория штопора является одним из наиболее сложных вопросов аэродинамики самолета. В создании этой теории виднейшую роль сыграли исследования советских ученых В. С. Пышнова и А. Н. Журавченко.

При установившемся штопоре центр тяжести самолета движется вниз по спиральной траектории. На рис. 15.05 схематически показана траектория штопорящего самолета. Надо только иметь в виду, что в действительности спираль значительно сильнее вытянута: радиус ее не превышает полуразмаха крыльев и обычно равен 1—3 м, а потеря высоты за один виток исчисляется сотнями метров.

Нос самолета при штопоре обращен внутрь спиральной траектории и опущен. Движение самолета при установившемся равномерном штопоре складывается из двух простых движений: поступательного движения вниз и вращения вокруг оси спиральной траектории (оси штопора).

Следовательно, при штопоре мы наблюдаем самовращение самолета вокруг вертикальной оси, проходящей впереди его центра тяжести.

Штопор может быть крутым и плоским. При крутом штопоре ось фюзеляжа составляет с вертикалью угол 25—40°, при плоском — 60—70°. Поскольку хорда крыла почти параллельна оси фюзеляжа, а спиральная траектория центра тяжести очень мало отличается от вертикальной прямой,

эти углы можно считать углами атаки среднего сечения крыла, т. е. средними углами атаки крыла при штопоре.

Скорость самолета при штопоре невелика — она превышает V_{min} в зависимости от наклона фюзеляжа на 15—70%. Малая величина скорости объясняется большим сопротивлением при больших углах атаки.

Началом штопора является сваливание самолета на крыло. Если летчик не принял мер к восстановлению нормального полета, то вращение самолета вокруг направления его полета посте-

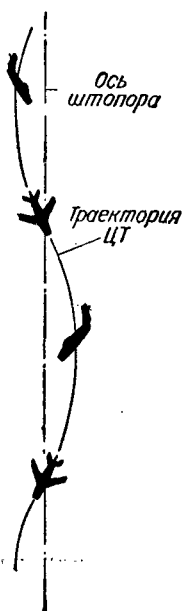


Рис. 15.05. Штопор самолета

ленно усиливается. При этом ось штопора постепенно искривляется вниз (рис. 15.06) под действием силы веса, так как при вращении самолета его подъемная сила равное время направлена как вверх, так и вниз, т. е. сама себя компенсирует. При большой

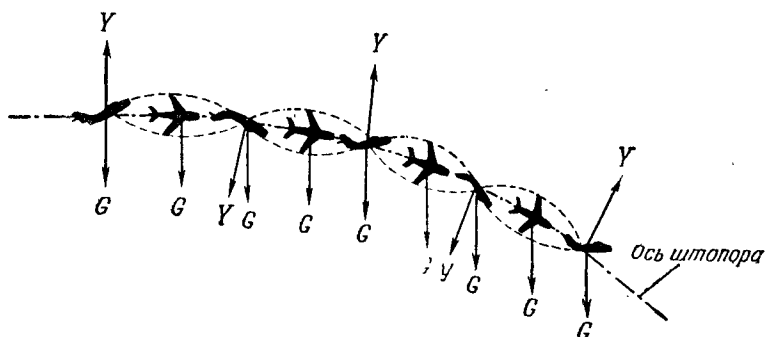


Рис. 15.06. Постепенное искривление оси штопора вниз под действием силы веса самолета

истинной скорости полета, что характерно для современных самолетов вообще, а в особенности на больших высотах, ось штопора очень нескоро становится вертикальной, а часто так и не доходит до вертикали.

Не будь вращения, не удалось бы достичь таких больших углов атаки, какие наблюдаются при штопоре, поскольку руля высоты не хватило бы для преодоления пикирующего аэродинамического момента, создаваемого крылом и стабилизатором (рис. 15.07).

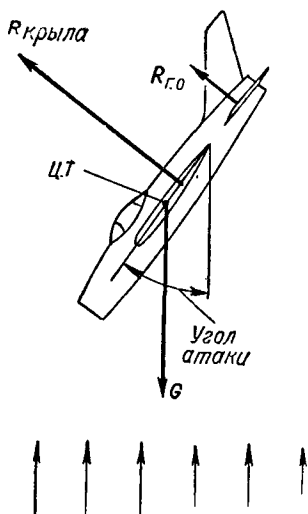


Рис. 15.07. Образование пикирующего аэродинамического момента при больших углах атаки

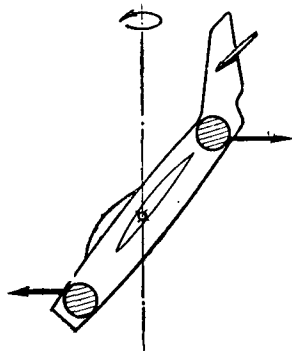


Рис. 15.08. Кабрирующий центробежный момент, связанный с разномом масс вдоль фюзеляжа

Но при вращении самолета массы, разнесенные вдоль оси фюзеляжа, создают центробежный кабрирующий момент (рис. 15.08), которым и уравнивается аэродинамический пикирующий момент. Всякая причина, уменьшающая пикирующий аэродинамический момент или увеличивающая угловую скорость, приводит к увеличению угла атаки крыла, т. е. делает штопор менее крутым.

Большой угол атаки при штопоре может повлиять на работу двигателя: срыв потока с кромок воздухозаборника создает условия для неустойчивой работы входного устройства и компрессора (помпажа) и остановки двигателя.

§ 5. Факторы, влияющие на характер штопора

На интенсивность вращения и наклон фюзеляжа при штопоре влияют:

- 1) факторы, связанные с действиями летчика;
- 2) факторы конструктивно-эксплуатационного характера, не зависящие от летчика.

Из факторов первой группы отметим следующие:

а) **Скорость самолета в момент входа в штопор.** Самолет может сваливаться на крыло как по достижении V_{min} горизонтального полета, так и при «перетягивании ручки» на больших скоростях, например, при выполнении глубокого виража, выводе из пикирования и т. д.

Срыв в штопор на большой скорости всегда дает более быстрое вращение самолета, так как аэродинамические моменты, вызывающие самовращение, пропорциональны скоростному напору.

б) **Угол скольжения.** Исходя из влияния скольжения на самовращение можно сделать вывод, что внешнее скольжение усиливает вращение при штопоре, а внутреннее ослабляет.

Чем сильнее «дана нога» по штопору (например, левая нога при левом штопоре), тем сильнее внешнее скольжение и энергичнее штопор. Поэтому на некоторых самолетах запрещается полное отклонение педалей при выполнении преднамеренного штопора.

На скольжение самолета при штопоре влияет также отклонение элеронов: опущенный элерон увеличивает сопротивление крыла и создает скольжение на противоположное крыло. Например, отклонение ручки вправо при левом штопоре создает скольжение на правое крыло, т. е. внешнее скольжение. Поэтому, как правило, отклонение ручки против направления вращения усиливает штопор.

Характер штопора зависит и от других факторов, связанных с действиями летчика: от положения органов механизации крыла,

шасси и т. д. Характер и степень влияния этих факторов на штопор в значительной степени определяются индивидуальными особенностями, присущими данному типу самолета, и определяются при испытаниях.

Из факторов второй группы (конструктивно-эксплуатационных) укажем на следующие:

а) **Центровка самолета.** При задней центровке меньше пикирующий аэродинамический момент, создаваемый крылом при штопоре (рис. 15.07), и самолет более склонен к переходу на большие углы атаки.

Кроме того, смещение ЦТ назад ухудшает продольную устойчивость самолета в горизонтальном полете, облегчая тем самым выход самолета в горизонтальном полете на критический угол атаки.

б) **Разнос масс вдоль фюзеляжа.** Чем сильнее разнесены массы, тем больше кабрирующий центробежный момент (рис. 15.08), тем меньше наклон фюзеляжа.

Кроме того, центробежный момент от продольного разнеса масс стремится увеличить имеющийся угол скольжения (рис. 15.09). Если скольжение при штопоре внутреннее, то его усиление способствует ослаблению вращения самолета, т. е. играет положительную роль.

в) **Разнос масс вдоль размаха** (рис. 15.09). У современных самолетов с двигателем в фюзеляже и малым удлинением крыла этот разнос масс довольно мал.

Центробежный момент разнесенных по размаху грузов стремится устранить скольжение, что может иногда ослабить, а иногда усилить авторотацию в зависимости от направления скольжения.

г) **Направление вращения двигателя.** При левом вращении ротора его гироскопический момент стремится опустить нос самолета при левом штопоре и поднять при правом; правое вращение двигателя дает обратный эффект.

Помимо отмеченных конструктивно-эксплуатационных факторов, на характер штопора влияют относительные размеры, форма и взаимное расположение отдельных частей самолета: стреловидность крыла, форма, площадь и плечо хвостового оперения и т. д. Сочетание этих факторов в значительной мере определяет характерные особенности штопора отдельных типов самолетов.

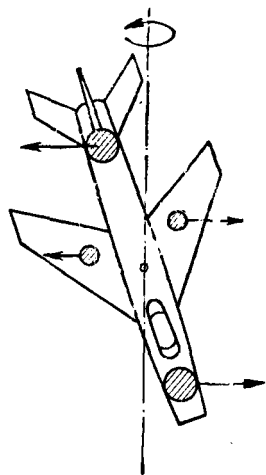


Рис. 15.09. Центробежные путевые моменты, связанные с разнесом масс вдоль фюзеляжа и вдоль размаха

§ 6. Неравномерный и неустойчивый штопор

У многих современных самолетов наблюдается при штопоре неравномерное вращение, сопровождающееся периодическими изменениями наклона фюзеляжа и угла крена. В некоторых случаях штопор получается неустойчивым; правый штопор через короткое время самопроизвольно сменяется левым, затем снова правым и т. д.

Неравномерность и неустойчивость штопора наблюдаются в большей части на его первом этапе, непосредственно после сваливания на крыло, когда ось штопора близка к горизонтали (рис. 15.06). По мере наклонения вертикальная составляющая подъемной силы уменьшается, у самолета возникает скольжение на опущенное крыло, т. е. внутреннее, или во всяком случае уменьшается внешнее скольжение, которое было создано при сваливании, и вращение замедляется.

Когда самолет повернется на 180° , то при дальнейшем вращении внизу уже окажется внешнее крыло и начнет развиваться (или усиливаться) внешнее скольжение, которое ускоряет вращение. В итоге вращение оказывается неравномерным. У самолетов со стреловидным крылом, которое очень чувствительно к скольжениям, появляющееся внутреннее скольжение может не только замедлить вращение, но и изменить его направление. Это возможно в том случае, когда вход в штопор был недостаточно энергичным, с малой угловой скоростью.

Как видно из рисунка, при вращении самолета вокруг наклонной оси его угол тангажа непрерывно изменяется: нос самолета то поднимается (даже выше горизонта), то опускается круто вниз.

По мере приближения оси штопора к вертикали неравномерность вращения самолета уменьшается, а ось самолета составляет более постоянный угол с горизонтом.

§ 7. Вывод самолета из штопора

Для прекращения штопора достаточно перевести самолет на малый, докритический угол атаки, при котором самовращение крыла невозможно.

Однако попытка вывести самолет из штопора одной только дачей ручки от себя оказывается обычно безуспешной, так как момент от руля высоты недостаточен для преодоления центробежного кабрирующего момента. При наличии внешнего скольжения такая попытка иногда приводит даже к усилению самовращения и переходу самолета в плоский штопор. Увеличение угловой скорости вызывается вращающим моментом вокруг оси штопора, создаваемым при внешнем скольжении подъемной силой от руля высоты (рис. 15.04), приложенной приблизительно в ЦД горизонтального оперения.

Чтобы обеспечить эффективное действие руля высоты, нужно уменьшить сначала центробежный кабрирующий момент, т. е. замедлить вращение самолета. Для этого необходимо отклонить руль направления против штопора (при левом штопоре дать правую ногу). Отклонением руля направления уничтожается внешнее и создается внутреннее скольжение, роль которого в замедлении самовращения отмечалась выше.

Обычно вертикальное оперение при штопоре (особенно плоском) работает в ухудшенных условиях, будучи «затенено» горизонтальным оперением, расположенным ниже вертикального. Сведение до минимума взаимного затенения вертикального и горизонтального оперений является одной из важных задач, решаемых конструктором при проектировании и доводке самолета.

Неправильная последовательность действия рулями (отклонение руля высоты раньше руля направления) может затруднить и даже сделать невозможным выход из штопора по причине не только слабого (и даже обратного) действия руля высоты до замедления вращения, но и дополнительного затенения вертикального оперения отклоненным вниз рулем высоты (рис. 15.10).

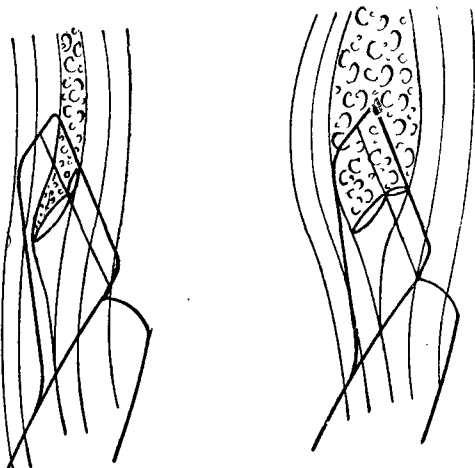


Рис. 15.10. Дополнительное затенение вертикального оперения при штопоре, вызываемое отклонением руля высоты вниз

Последовательность действий рулями для вывода из штопора устанавливается для каждого самолета испытаниями в полете и указывается в инструкции по технике пилотирования. У большинства современных самолетов эта последовательность такова:

- а) энергично дать ногу против штопора;
- б) дать ручку от себя за нейтральное положение;
- в) как только прекратится вращение, поставить педали в нейтральное положение;
- г) вывести самолет из пикирования, дав ему предварительно набрать достаточную скорость.

Некоторые самолеты не требуют полного отклонения педали против штопора и прекращают вращение при нейтральном положении рулей.

Такие самолеты лучше всего выводить из штопора установкой органов управления в нейтральное положение, особенно при не-

устойчивом штопоре, когда трудно определить направление вращения.

Иногда самолет попадает в перевернутый штопор. Вывод из него принципиально не труднее, чем из обычного штопора. Отличие состоит в том, что после отклонения педалей ручку нужно отклонять не от себя, а на себя (рис. 15.11). После остановки вращения самолет оказывается в отрицательном пикировании.

Вертикальное оперение при перевернутом штопоре работает в лучших условиях, чем при обычном, так как воздушный поток из-за стреловидности кия набегаёт на него почти перпендикулярно к передней кромке. Поэтому даже при нейтральных педалях демпфирующий момент вертикального оперения создаёт внутреннее скольжение.

Если при перевернутом штопоре трудно определить направление вращения, то педали лучше ставить в нейтральное положение, а не отклонять до отказа.

Основными конструктивно-эксплуатационными мероприятиями, облегчающими вывод самолета из штопора и уменьшающими запаздывание остановки вращения являются:

- а) передняя центровка самолета, увеличивающая пикирующий момент крыла;
- б) уменьшение разнеса масс с целью более быстрой остановки вращения и особенно разнеса масс вдоль фюзеляжа, затрудняющего уменьшение угла атаки;
- в) применение «неротирующих» крыльев, т. е. крыльев, не склонных к интенсивному самовращению;
- г) применение мощного вертикального оперения, возможно менее затененного горизонтальным оперением и крылом.

Для летчика представляет большой практический интерес такой вопрос: можно ли использовать для облегчения выхода из штопора дачу газа, выпуск щитков, отклонение элеронов?

Практика показывает, что единого ответа на этот вопрос дать нельзя; одно и то же мероприятие может оказаться полезным для одного самолета и вредным для другого. Если самолет плохо выходит из штопора, то лишь тщательные испытания в полете позволяют дать летчику надежные рекомендации в этом отношении.

ПИЛОТИРОВАНИЕ САМОЛЕТА В ОСОБЫХ УСЛОВИЯХ ПОЛЕТА

§ 1. Полет в неспокойной атмосфере

При полете в неспокойной атмосфере самолет подвергается воздействию порывов ветра различного направления. С точки зрения безопасности полета наибольшее значение имеют вертикальные воздушные потоки — восходящие и нисходящие.

При попадании самолета в восходящий поток (рис. 16.01) к горизонтальной скорости потока V , равной и противоположной скорости полета, геометрически добавляется скорость восходящего потока U . В результате получается суммарная скорость V_1 ,

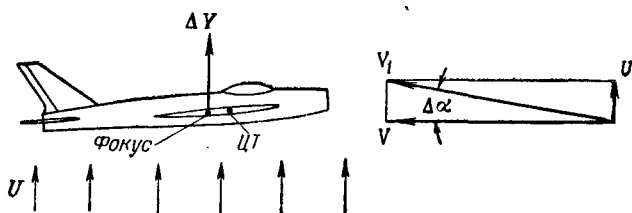


Рис. 16.01. Увеличение угла атаки и подъемной силы при воздействии вертикального порыва ветра

мало отличающаяся по величине от скорости полета V , но направленная к ней под углом $\Delta\alpha$. Этот угол представляет собой прирост угла атаки самолета. От него в фокусе самолета появляется прирост подъемной силы ΔY , действие которого на самолет выражается в увеличении перегрузки и образовании продольного стабилизирующего момента. Характер возмущенного движения, вызванного внезапным увеличением угла атаки, мы рассмотрели

в гл. 12, § 3. Если имеется достаточное демпфирование, то летчик практически наблюдает бросок самолета вверх. Выход из восходящего потока или попадание в нисходящий поток сопровождается уменьшением угла атаки и броском вниз.

При наличии устойчивости по перегрузке самолет через 2—3 сек восстанавливает исходный угол атаки, поэтому вмешательство летчика излишне. Наоборот, у продольно неустойчивого самолета может возникнуть дальнейшее самопроизвольное увеличение угла атаки. Это особенно опасно в тех случаях, когда исходный угол атаки был довольно велик, потому что возможен выход на критический и закритические углы атаки. Практически такое явление может наблюдаться при полете самолета со стреловидным крылом, имеющего продольную неустойчивость на больших углах атаки (см. гл. 12, § 6), на больших высотах или на малой скорости. Даже и при наличии продольной устойчивости вертикальный порыв на короткое время может сделать угол атаки сверхкритическим, если скорость полета близка к минимальной. Поэтому при воздействии на самолет сильного восходящего потока целесообразно для безопасности «отдать» штурвал (ручку), а затем постепенно «выбирать», восстанавливая исходный режим.

Во избежание чрезмерного увеличения угла атаки, способного вызвать сваливание самолета на крыло, а также нарушить нормальную работу воздухозаборника двигателя, минимальная допустимая скорость полета в болтанку должна быть увеличена. Этим достигается двойной эффект: уменьшается исходный угол атаки крыла и получается меньше прирост $\Delta\alpha$ угла атаки при данной скорости U (рис. 16.01).

Если на малых скоростях и больших высотах вертикальный порыв опасен в отношении устойчивости, то при большой скорости он может создать прирост перегрузки, недопустимый из соображений прочности. Если пренебречь влиянием числа M на величину c_y , то прирост подъемной силы ΔY можно считать пропорциональным произведению $\rho V^2 \cdot \Delta\alpha$. Но величина $\Delta\alpha$ пропорциональна U и обратно пропорциональна V . Следовательно, приросты подъемной силы ΔY и перегрузки пропорциональны величине ρVU .

Таким образом, чем меньше высота полета и выше скорость полета и скорость восходящего потока, тем больше прирост перегрузки при попадании самолета в этот поток.

При полете в сильную болтанку максимально допустимая скорость должна быть уменьшена для снижения возникающих перегрузок.

Итак, при полете в неспокойном воздухе диапазон скоростей сокращается. Рациональным режимом полета в условиях болтанки является некоторый средний режим, достаточно далекий как от минимальной, так и от максимальной скорости.

§ 2. Воздействие на самолет ударной волны

Летающий самолет может встретиться с ударной волной, созданной каким-либо посторонним источником: сверхзвуковым самолетом, мощным взрывом. За фронтом ударной волны имеется движение воздуха с некоторой скоростью U_Φ . Поэтому воздействие ударной волны на самолет аналогично воздействию порыва ветра. Наибольшие перегрузки получаются в том случае, когда волна подходит снизу, т. е. ее фронт параллелен плоскости крыльев. Согласно сказанному в предыдущем параграфе, прирост перегрузки в этом случае пропорционален величине $\rho V U_\Phi$.

Но из формулы (1.06) известно, что

$$U_\Phi = \frac{\Delta p_\Phi}{\rho D},$$

где Δp_Φ — избыточное давление во фронте ударной волны, а D — скорость фронта; она для волн, с которыми может встретиться самолет, приблизительно равна скорости звука: $D \approx a$. Значит,

$$\rho V U_\Phi \approx \frac{\rho V \Delta p_\Phi}{\rho a} = M \cdot \Delta p_\Phi,$$

т. е. прирост перегрузки, вызванный воздействием ударной волны, пришедшей снизу, пропорционален (независимо от высоты) полетному числу M и избыточному давлению во фронте ударной волны. Чем больше угол между плоскостью крыльев и фронтом волны, тем слабее ее воздействие на самолет.

Конкретные величины перегрузок могут быть определены специальными расчетами или экспериментально. Обычно интенсивность ударных волн, создаваемых другими самолетами, такова, что существенного влияния на самолет они не оказывают.

§ 3. Полет в спутной струе от самолета, летящего впереди

Любой самолет в полете создает за собой спутную струю. Она представляет собой некоторую область воздушного пространства, где заметны возмущения, создаваемые фюзеляжем, двигателями и крылом.

Спутная струя за фюзеляжем характеризуется значительной турбулентностью. Она заполнена беспорядочными мелкими вихрями от пограничного слоя и иногда от срывов потока. По мере удаления от самолета эта струя постепенно расширяется и ослабевает. Попадание в эту струю вызывает мелкую тряску самолета, не представляющую опасности и не влияющую на его устойчивость и управляемость.

Струя от ТРД быстро ослабевает с удалением от двигателя: на расстоянии 50—80 м добавочная скорость от этой струи равна 3—5 м/сек. Турбулентность потока от струи двигателя и ее воз-

действие на другие самолеты, летящие сзади, еще слабее, чем струи от фюзеляжа.

Спутная струя от крыла характеризуется турбулентностью от пограничного слоя и концевыми вихрями, связанными с созданием подъемной силы. Второй фактор является наиболее существенным, и его действие особенно заметно при полете в спутной струе от тяжелого самолета.

Оси концевых вихрей (рис. 16.02) практически располагаются параллельно траектории полета самолета; расстояние между ними немного меньше размаха крыла. В промежутке между вихрями воздушный поток скошен вниз, а с внешней стороны вверх.

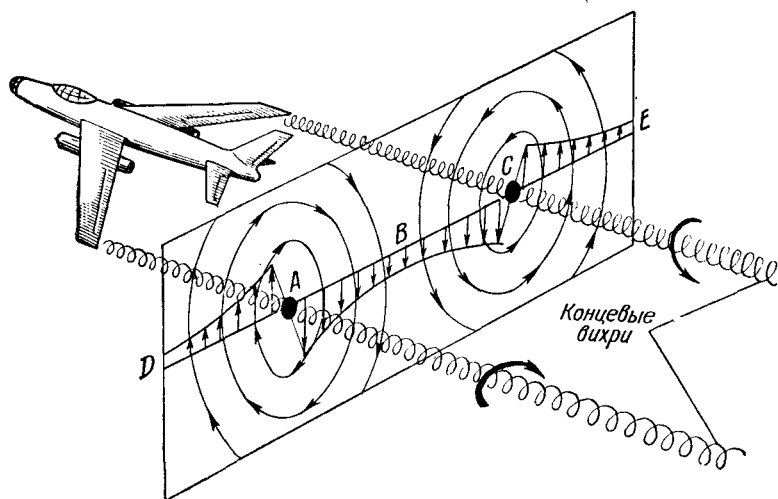


Рис. 16.02. Поле скоростей за крылом

Если самолет, летящий сзади, окажется на оси концевых вихрей (в точках *A* или *C*), то он будет испытывать действие значительного момента крена во внутреннюю сторону, для борьбы с которым может потребоваться очень большое отклонение элеронов. По мере удаления от оси вихря скоп потока уменьшается, т. е. поле скопа неравномерное. Поэтому участки *AB*, *BC*, *AD* и *CE* являются зонами внешних кренов. Например, на участке *AB* самолет будет крениться влево.

На дистанции до 500 м скоп потока существенно не ослабевает и может уменьшиться приблизительно в два раза лишь на дистанции 1,5—2 км.

Чтобы ослабить кренящие моменты до безопасной величины, достаточно занять некоторое превышение или принижение. Приближенно можно считать, что спутная струя, внутри которой имеется заметное влияние скопа потока и полета в которой сле-

дует избегать, имеет по вертикали размер, равный размаху впереди летящего самолета, а по горизонтали — 1,5—2 размахам. Наиболее опасен полет позади конца крыла.

§ 4. Полет двухдвигательного самолета при одном работающем двигателе

Отказ в полете одного из двигателей ухудшает летно-тактические показатели самолета (скорость, скороподъемность, потолок, маневренность), поскольку уменьшается располагаемая тяга.

Вместе с тем создается силовая несимметричность, усложняющая уравнивание самолета в боковом отношении. Практически это заметно на самолетах, двигатели которых находятся на крыле. Если же они размещены в фюзеляже или рядом с ним, то боковое равновесие почти не нарушается.

Допустим, что в полете отказал один из двигателей, расположенных на крыле самолета. Неуравновешенный путевой момент сразу же поворачивает самолет в сторону отказавшего двигателя. Образуется скольжение на работающий двигатель, и самолет накреняется в обратную сторону.

Мощный киль препятствует сильному скольжению. Но если киль сравнительно невелик и к тому же крыло имеет большой поперечный угол (поперечное V) или большую стреловидность, то накрещение от скольжения будет весьма интенсивным.

Летчик должен как можно скорее ликвидировать крен. Это достигается не только отклонением элеронов, но и отклонением руля направления в сторону работающего двигателя для уничтожения (или значительного уменьшения) скольжения, являющегося первопричиной крена. С этой целью могут применяться и автоматические устройства.

Для продолжения прямолинейного полета нужно обеспечить равновесие моментов и равновесие сил, действующих на самолет.

При этом возможны следующие три варианта.

Первый вариант — полет без скольжения (рис. 16.03). Заворачивающий момент от тяги работающего двигателя и сопротивления неработающего уравнивается полностью моментом отклоненного руля направления

$$M_{p.н} = P \cdot a + Q_{дв}a,$$

где $M_{p.н}$ — путевой момент, создаваемый боковой силой $Z_{p.н}$ вертикального оперения, возникшей при отклонении руля направления;

P — тяга работающего двигателя;

$Q_{дв}$ — сопротивление, создаваемое неработающим двигателем;

a — плечо тяги относительно ЦТ самолета.

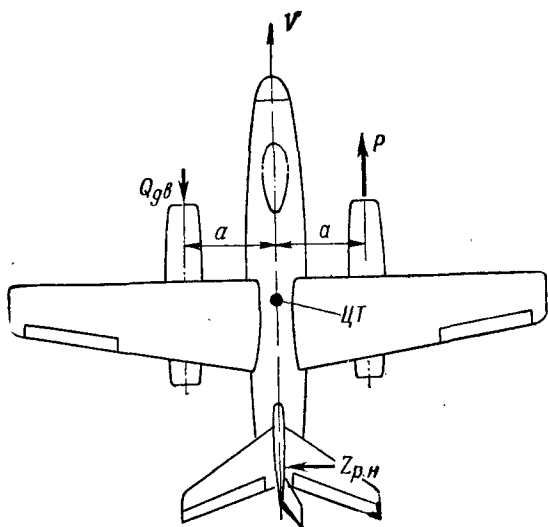


Рис. 16.03. Полет на одном двигателе без скольжения

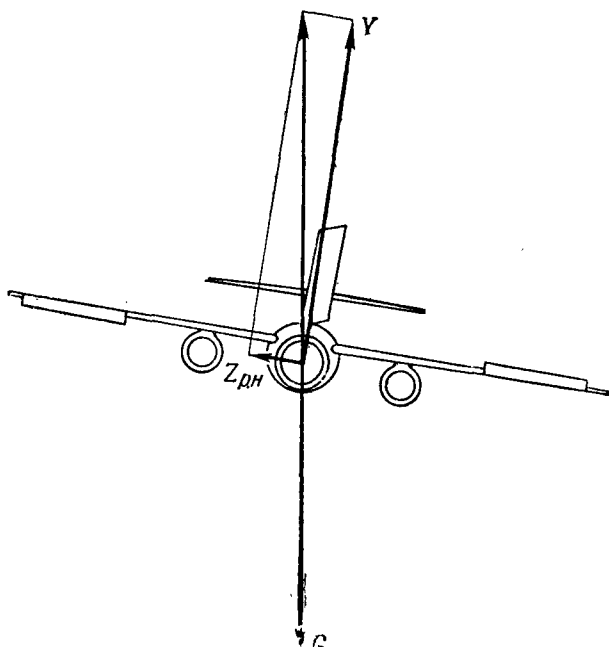


Рис. 16.04. Крен при полете на одном двигателе без скольжения

Кроме равновесия моментов, нужно обеспечить и равновесие сил. Если лететь без крена, то подъемная сила уравнивает вес самолета, тяга уравнивается лобовым сопротивлением, но сила $Z_{p.n}$ останется неуравновешенной и будет искривлять траекторию в сторону неработающего двигателя.

Чтобы добиться полного равновесия сил, нужно создать небольшой крен в сторону работающего двигателя. При этом вес самолета уравнивается равнодействующей подъемной силы Y и боковой силы $Z_{p.n}$ (рис. 16.04).

Второй вариант — полет без крена (рис. 16.05), но с небольшим скольжением на остановленный двигатель. Сила $Z_{p.n}$ уравнивается боковой силой $Z_{ск}$, создаваемой фюзеляжем, крылом и оперением при скольжении, а также поперечной составляющей тяги двигателя.

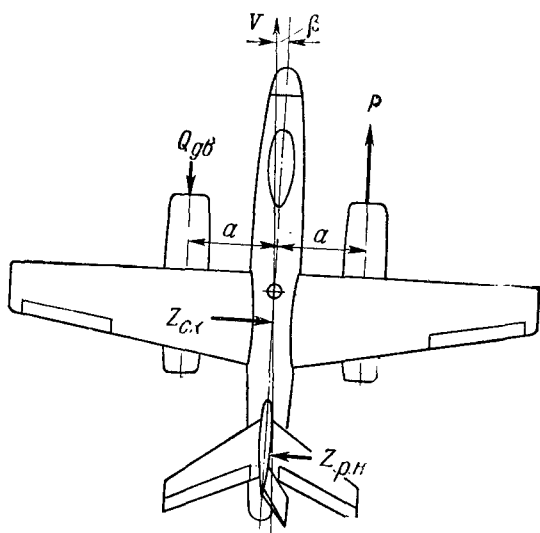


Рис. 16.05. Полет на одном двигателе без крена, со скольжением на остановленный двигатель

Путевое равновесие обеспечивается следующим равенством моментов:

$$M_{p.n} = Pa + Q_{дв}a + M_{ск},$$

где $M_{p.n}$ — путевой момент, создаваемый боковой силой $Z_{p.n}$ вертикального оперения, возникшей за счет отклонения руля направления;

P — тяга работающего двигателя;

a — плечо тяги относительно ЦТ самолета;

$Q_{дв}$ — сопротивление, создаваемое неработающим двигателем;

$M_{ск}$ — путевой момент, создаваемый относительно ЦТ самолета силой $Z_{ск}$.

Мы видим, что сила $Z_{р.н}$ должна быть больше, чем при первом варианте, так как необходимо уравновесить дополнительный момент $M_{ск}$. Следовательно, нужно сильнее отклонить руль направления, чем при полете без скольжения.

Третий вариант — полет с креном и скольжением на работающий двигатель (рис. 16.06). Такой полет приходится выполнять в том случае, когда руль направления способен уравновесить только часть момента от несимметричной тяги двигателей. Остальная часть этого момента уравнивается моментом боковой силы $Z_{ск}$, создаваемой скольжением.

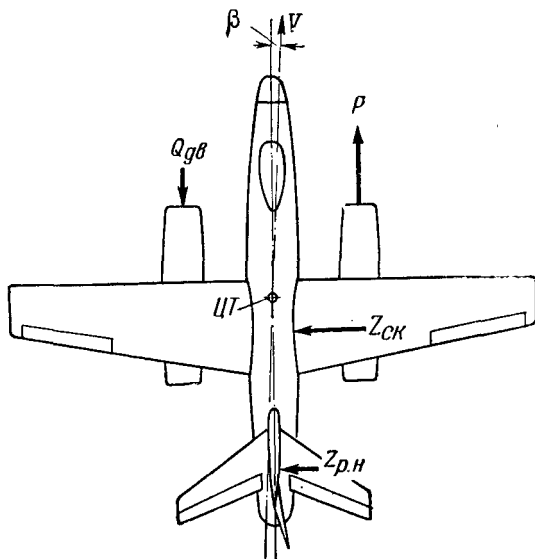


Рис. 16.06. Полет на одном двигателе с креном и скольжением на работающий двигатель

Назначение крена то же, что и в первом варианте (рис. 16.04). Однако в рассматриваемом варианте крен должен быть более сильным, так как в поперечном направлении вместо одной силы $Z_{р.н}$ действуют три силы: $Z_{р.н}$, $Z_{ск}$ и поперечная составляющая тяги P . Чем слабее действие руля направления, тем больше скольжение и крен в сторону работающего двигателя.

Из трех рассмотренных вариантов предпочтительнее первый (полет без скольжения) и второй (полет без крена). Эти варианты можно осуществить при достаточно мощном руле направления и небольшом сопротивлении остановленного двигателя. В полете

без скольжения минимально лобовое сопротивление самолета и удобнее пользоваться навигационными приборами.

Однако летчику довольно трудно осуществить полет совсем без скольжения, если нет прибора, фиксирующего отсутствие скольжения, а если ориентироваться по земле, то можно ошибочно принять за скольжение снос от бокового ветра.

Так называемый «указатель скольжения» (рис. 5.08) в действительности обнаруживает наличие не скольжения, а боковой аэродинамической силы, создающей боковую перегрузку и выводящей шарик из нейтрального положения. При полете без скольжения такая сила создается отклоненным рулем направления и шарик не находится в центре.

Скольжение можно надежно обнаружить при помощи указателя с аэродинамическим датчиком (например, в виде флюгера).

Значительно легче поддается контролю полет по второму варианту, ибо отсутствие крена в прямолинейном полете легко зафиксировать по нейтральному положению шарика. Действительно, при этом варианте суммарная боковая сила равна нулю, значит, нет и боковой перегрузки.

Усилия со штурвала (ручки) и педалей могут быть сняты триммером или механизмом триммерного эффекта, как и в полете при обоих работающих двигателях.

Однако перед посадкой триммеры следует поставить в нейтральное положение, так как при уменьшении тяги моменты, создаваемые работающим двигателем, уменьшаются и отклоненные триммеры создают усилия на ручке и педалях. А это весьма нежелательно при малой скорости вблизи земли, когда все внимание летчика обращено на выполнение посадки.

Развороты при одном работающем двигателе должны выполняться с меньшими углами крена, так как, во-первых, уменьшен запас тяги, а, во-вторых, ход рулей частично израсходован для балансировки. Разворачиваться можно в обе стороны, но развороты в сторону работающего двигателя более безопасны. Дело в том, что разворот в сторону отказавшего двигателя может при недостаточной тренировке летчика получиться чересчур энергичным и вывод из него затрудненным. Шарик пилотажного прибора должен при развороте быть в том же положении, что и в прямолинейном полете.

§ 5. Полет с отказавшим гидроусилителем

При отказе гидроусилителя управление рулем может осуществляться с помощью дублирующих систем или напрямую за счет мускульных усилий.

Управляемый стабилизатор вручную отклонять невозможно, так как очень велики шарнирные моменты. Поэтому в управлении им предусматривается обычно двойное дублирование основной бустерной гидросистемы. Например, эта система может дуб-

лироваться аварийной гидросистемой, а также электромеханическим управлением на случай отказа обеих гидросистем. Для сохранения удовлетворительной управляемости в последнем случае очень важно, чтобы электромеханизм обеспечивал достаточную скорость перекладки стабилизатора. Если же она мала, то управление сильно затрудняется, так как получается значительное запаздывание отклонения стабилизатора, а тем более — реагирования самолета на отклонение ручки. Полеты с таким медленно действующим управлением требуют специальной тренировки, но даже и при наличии ее нужно избегать каких-либо действий, вызывающих резкое нарушение продольной балансировки (быстрого изменения тяги, отклонения тормозных щитков, если оно создает значительный продольный момент, и т. п.). Планирование на посадку следует выполнять более полого, чем обычно, и на повышенной скорости. Особенно сложна посадка с отказавшими двигателями. Такая посадка не может быть рекомендована, если угловая скорость перекладки стабилизатора не превышает $6-7^\circ$ в секунду.

Переключение бустера с основной на аварийную гидросистему никаких изменений управляемости не создает.

В тех случаях, когда предусматривается вместо (или кроме) дублирования гидросистемы переход на ручное управление, летчик, естественно, встречается со значительным утяжелением управления, особенно при больших скоростях полета. Поэтому при переходе на ручное (прямое) управление следует снизить скорость полета. Для снятия нагрузки используется аэродинамический триммер.

Можно ли пользоваться этим триммером при включенном гидроусилителе?

В случае необратимой системы отклонение аэродинамического триммера никакого облегчения усилия не создает, так как шарнирный момент полностью воспринимается бустером. При отказе же последнего усилие от триммера, стоящего неправильно, может вызвать значительное отклонение руля, поскольку нагрузка будет для летчика неожиданной, а возможно, и непосильной. При обратимой системе, снабженной загрузочным механизмом, летчик может ощущать усилие от пружин последнего. Если он его снимет, отклонив аэродинамический триммер, то в случае отказа бустера усилие от триммера передастся на ручку в полном размере и летчик почувствует нагрузку, обратную той, которая была до отклонения триммера, и значительно большую по величине.

Таким образом, нельзя пользоваться триммером при работающем гидроусилителе, так как это может создать большие затруднения при отказе или выключении гидроусилителя.

ПРИЛОЖЕНИЕ 1

ТАБЛИЦА СТАНДАРТНОЙ АТМОСФЕРЫ

H, м	t°, C	p, кг/м²	$\frac{\rho}{\text{кг} \cdot \text{сек}^2}$ м⁴	p/p₀	ρ/ρ₀	α	
						м/сек	км/час
0	15,00	10332	0,1249	1,000	1,000	340,4	1225
500	11,75	9734	0,1190	0,942	0,953	338,5	1219
1000	8,50	9165	0,1134	0,887	0,907	336,6	1211
1500	5,25	8622	0,1079	0,835	0,864	334,6	1204
2000	2,00	8106	0,1026	0,785	0,822	332,7	1197
2500	—1,25	7615	0,0976	0,737	0,781	330,7	1190
3000	—4,50	7149	0,0927	0,692	0,742	328,7	1183
3500	—7,75	6706	0,0880	0,649	0,705	326,7	1175
4000	—11,00	6286	0,0835	0,608	0,669	324,7	1168
4500	—14,25	5887	0,0792	0,570	0,634	322,7	1161
5000	—17,50	5508	0,0751	0,533	0,601	320,7	1154
5500	—20,75	5150	0,0711	0,498	0,569	318,6	1146
6000	—24,00	4811	0,0673	0,466	0,539	316,6	1139
6500	—27,25	4490	0,0636	0,435	0,509	314,5	1132
7000	—30,50	4187	0,0601	0,405	0,481	312,4	1125
7500	—33,75	3901	0,0568	0,378	0,454	310,3	1117
8000	—37,00	3630	0,0536	0,351	0,429	308,2	1110
8500	—40,25	3375	0,0505	0,327	0,404	306,1	1102
9000	—43,50	3135	0,0476	0,303	0,381	303,9	1094
9500	—46,75	2909	0,0448	0,282	0,358	301,8	1086
10000	—50,00	2696	0,0421	0,261	0,337	299,6	1078
10500	—53,25	2496	0,0395	0,242	0,317	297,4	1070
11000	—56,50	2308	0,0371	0,223	0,297	295,2	1063
11500	—56,50	2133	0,0343	0,206	0,275	295,2	1063
12000	—56,50	1971	0,0317	0,191	0,254	295,2	1063
12500	—56,50	1822	0,0293	0,176	0,235	295,2	1063
13000	—56,50	1684	0,0271	0,163	0,217	295,2	1063
13500	—56,50	1556	0,0250	0,151	0,200	295,2	1063
14000	—56,50	1438	0,0231	0,139	0,185	295,2	1063
14500	—56,50	1329	0,0214	0,129	0,171	295,2	1063
15000	—56,50	1228	0,0197	0,119	0,158	295,2	1063
15500	—56,50	1135	0,0183	0,110	0,146	295,2	1063
16000	—56,50	1049	0,0169	0,102	0,135	295,2	1063
16500	—56,50	969	0,0156	0,094	0,125	295,2	1063
17000	—56,50	896	0,0144	0,087	0,115	295,2	1063
17500	—56,50	828	0,0133	0,080	0,107	295,2	1063
18000	—56,50	765	0,0123	0,074	0,099	295,2	1063
18500	—56,50	707	0,0114	0,068	0,091	295,2	1063

$H, м$	t°, C	$\rho,$ $кг/м^3$	$\frac{\rho,}{м^3}$ $кг \cdot сек^2$	ν/ρ_0	ν/ρ_0	α	
						$м/сек$	$км/час$
19000	-56,50	654	0,0105	0,063	0,084	295,2	1063
19500	-56,50	604	0,0097	0,058	0,078	295,2	1063
20000	-56,50	558	0,0090	0,054	0,072	295,2	1063
21000	-56,50	477	0,0077	0,046	0,061	295,2	1063
22000	-56,50	407	0,0065	0,039	0,052	295,2	1063
23000	-56,50	348	0,0056	0,034	0,045	295,2	1063
24000	-56,50	297	0,0048	0,029	0,038	295,2	1063
25000	-56,50	254	0,0041	0,025	0,033	295,2	1063

ИЗМЕНЕНИЕ СОСТОЯНИЯ ВОЗДУХА ПРИ ПЕРЕХОДЕ ЧЕРЕЗ ФРОНТ ПРЯМОГО СКАЧКА УПЛОТНЕНИЯ

Число M		Скачок (прирост) в %			Скачок (уменьшение) скорости потока (в %)	Скачок (увеличение) скорости звука (в %)
перед скачком $\frac{V}{a} = \frac{D}{a}$	после скачка $\frac{V-U_{\Phi}}{a_{\Phi}}$	давления $\frac{\Delta p_{\Phi}}{p} \cdot 100$	плотности $\frac{\Delta \rho_{\Phi}}{\rho} \cdot 100$	абсолютной температуры $\frac{\Delta T_{\Phi}}{T} \cdot 100$	$\frac{U_{\Phi}}{V} \cdot 100 =$ $= \frac{U_{\Phi}}{D} \cdot 100$	$\frac{a_{\Phi}}{a} \cdot 100$
1,0	1,00	0	0	0	0	0
1,1	0,91	24,6	16,9	6,5	14,5	3,2
1,2	0,85	50,1	34,1	11,9	25,4	6,2
1,3	0,79	80,5	51,5	19,0	34,0	9,1
1,4	0,74	112,0	68,9	25,4	40,8	12,0
1,5	0,70	145,5	86,2	32,0	46,3	14,9
1,6	0,67	182,0	103,1	38,7	50,8	17,8
1,7	0,64	220,0	119,7	45,8	54,5	20,8
1,8	0,62	260,4	135,9	53,1	57,6	23,8
1,9	0,60	304,3	151,5	60,7	60,1	26,8
2,0	0,58	350,0	166,6	68,8	62,3	29,9
2,1	0,56	397,0	181,2	77,0	64,3	33,1
2,2	0,55	448,0	195,1	85,6	66,0	36,3
2,3	0,53	500,0	208,4	94,6	67,5	39,5
2,4	0,52	555,0	221,1	104,0	68,8	42,8
2,5	0,51	612,5	233,3	113,7	70,0	46,2
2,6	0,50	672,0	244,8	123,8	71,0	49,6
2,7	0,50	733,8	255,8	134,2	71,9	53,1
2,8	0,49	798,0	266,3	145,1	72,7	56,6
2,9	0,48	864,0	276,2	156,3	73,5	60,1
3,0	0,48	933,3	285,7	167,9	74,0	63,7

ОГЛАВЛЕНИЕ

	Стр.
Введение	3

РАЗДЕЛ I

СИЛЫ, ДЕЙСТВУЮЩИЕ НА САМОЛЕТ

Глава 1. Механические свойства воздуха и воздушного потока	5
§ 1. Основы молекулярной теории газов	—
§ 2. Краткая характеристика атмосферы	9
§ 3. Проявление инертности воздуха в воздушном потоке. Закон Бернулли	10
§ 4. Сжимаемость воздуха	13
§ 5. Волны уплотнения и разрежения	15
§ 6. Скорость ударной волны. Скорость звука	17
§ 7. Образование ударных волн. Скачки уплотнения	19
§ 8. Проявление сжимаемости воздуха в потоке	23
§ 9. Особенности сверхзвукового воздушного потока	25
§ 10. Характерные случаи образования скачков уплотнения в сверхзвуковом воздушном потоке	28
§ 11. Вязкость воздуха	31
§ 12. Пограничный слой	32
§ 13. Взаимодействие между пограничным слоем и основным потоком	35
§ 14. Число Рейнольдса	36
§ 15. Потеря механической энергии при трении и ударах	—
§ 16. Кинетический нагрев	37
Глава 2. Подъемная сила и лобовое сопротивление	40
§ 1. Характерные режимы обтекания	41
§ 2. Дозвуковое обтекание крыла	—
§ 3. Критическое число M . Волновой кризис и его влияние на распределение давлений	43
§ 4. Распределение давлений при сверхзвуковом обтекании	46
§ 5. Избыточное давление при сверхзвуковом обтекании	48
§ 6. Образование подъемной силы	52
§ 7. Формула подъемной силы	53
§ 8. Лобовое сопротивление самолета	55
§ 9. Сопротивление трения	57
§ 10. Сопротивление давления	—
§ 11. Сопротивление формы	58
§ 12. Волновое сопротивление	59
§ 13. Индуктивное сопротивление	60
§ 14. Формула лобового сопротивления	63

§ 15. Профильно-волновое сопротивление при сверхзвуковом обтекании	63
§ 16. Расчет индуктивного сопротивления	64
§ 17. Аэродинамическое качество самолета	65
§ 18. Зависимость аэродинамических коэффициентов от угла атаки при неизменном числе M . Поляра самолета	66
§ 19. Зависимость аэродинамических коэффициентов от числа M . Поляры для различных чисел M	69
Глава 3. Аэродинамические характеристики самолетов различных геометрических форм	76
§ 1. Форма профиля крыла	—
§ 2. Влияние формы профиля крыла на его аэродинамические характеристики	77
§ 3. Форма крыла в плане	80
§ 4. Влияние удлинения крыла на аэродинамику самолета. Крылья малых удлинений	82
§ 5. Изменение аэродинамического качества самолета при переходе с дозвуковых на сверхзвуковые скорости полета	87
§ 6. Аэродинамические свойства скользящего крыла	88
§ 7. Аэродинамические свойства стреловидных и треугольных крыльев	91
§ 8. Механизация крыльев	95
§ 9. Рациональные формы фюзеляжей	99
§ 10. Аэродинамическая компоновка самолета	100
Глава 4. Основные характеристики ТРД	104
§ 1. Устройство ТРД	—
§ 2. Формулы силы тяги и удельного расхода топлива	105
§ 3. Зависимость располагаемой тяги и удельного расхода топлива ТРД от скорости полета	106
§ 4. Зависимость располагаемой тяги и удельного расхода топлива ТРД от давления и температуры наружного воздуха. Высотная характеристика ТРД	108
§ 5. Зависимость располагаемой тяги и удельного расхода топлива ТРД от числа оборотов	112
§ 6. Располагаемая тяга для полета в строю	113
РАЗДЕЛ II	
ЛЕТНО-ТАКТИЧЕСКИЕ СВОЙСТВА САМОЛЕТА	
Глава 5. Основные сведения из динамики полета	115
§ 1. Виды движения самолета	—
§ 2. Силы, действующие на самолет	116
§ 3. Связь между силами и характером движения самолета	—
§ 4. Силы инерции	121
§ 5. Перегрузка	—
§ 6. Механическая энергия самолета	125
§ 7. Энергетическая высота самолета	126
§ 8. Располагаемая перегрузка n_y	129
§ 9. Физиологическое ограничение перегрузки	131
§ 10. Ограничение перегрузки n_y по прочности самолета	132
§ 11. Взаимная связь между перегрузками n_y и n_x . Ограничение n_y по тяге	—
§ 12. Расчет продольной перегрузки n_x и предельной по тяге перегрузки n_y	133

	Стр.
Глава 6. Диапазон скоростей горизонтального полета	138
§ 1. Силы, действующие на самолет в горизонтальном полете	—
§ 2. Потребный коэффициент подъемной силы и потребная скорость горизонтального полета	139
§ 3. Пересчет потребной скорости и потребного числа <i>M</i> на другую высоту полета	141
§ 4. Потребная тяга для горизонтального полета и ее зависимость от скорости	142
§ 5. Кривые потребной тяги для разных высот полета	145
§ 6. Расчет кривых потребной тяги	147
§ 7. Кривые располагаемой и потребной тяги. Диапазон скоростей	—
§ 8. Ограничения максимальной скорости	149
§ 9. Сравнение кривых располагаемой и потребной тяги сверхзвукового и дозвукового самолетов	151
§ 10. Зависимость диапазона скоростей от высоты полета	154
§ 11. Зависимость диапазона скоростей от температуры наружного воздуха	157
§ 12. Зависимость диапазона скоростей от полетного веса самолета	158
§ 13. Влияние форсажа на величину максимальной скорости	160
§ 14. Диапазон скоростей горизонтального полета строя самолетов	—
Глава 7. Скороподъемность и потолок самолета	162
§ 1. Силы, действующие на самолет при установившемся подъеме	—
§ 2. Угол установившегося подъема	164
§ 3. Вертикальная скорость подъема	165
§ 4. Режим максимальной скороподъемности	—
§ 5. Зависимость вертикальной скорости от высоты	168
§ 6. Практический потолок	170
§ 7. Продолжительность подъема	—
§ 8. Горизонтальный путь при подъеме	172
§ 9. Расчет и построение барограммы и траектории подъема	173
§ 10. Влияние изменений располагаемой тяги на скороподъемность и потолок самолета	174
§ 11. Зависимость скороподъемности и потолка от температуры окружающего воздуха	175
§ 12. Зависимость скороподъемности и потолка от полетного веса	176
§ 13. Неустановившийся подъем	177
Глава 8. Маневренность самолета	179
§ 1. Криволинейные маневры	—
§ 2. Разворот в горизонтальной плоскости	180
§ 3. Перегрузка, радиус и угловая скорость координированного разворота	183
§ 4. Установившийся разворот	185
§ 5. Расчет предельного установившегося разворота	186
§ 6. Зависимость показателей предельного разворота от скорости и высоты полета	187
§ 7. Боевой потолок самолета	189
§ 8. Зависимость показателей установившегося разворота от полетного веса	—
§ 9. Неустановившийся (форсированный) разворот	190
§ 10. Разгон и торможение самолета в полете	191
§ 11. Расчет ускорения разгона и торможения	192
§ 12. Расчет времени и пути разгона и торможения	193
§ 13. Факторы, влияющие на характеристики разгона и торможения самолета	195

	Стр.
§ 14. Режим наиболее быстрого увеличения энергии самолета	196
§ 15. Маневры самолета в вертикальной плоскости	199
§ 16. Схемы сил, действующих на самолет при маневрах в вертикальной плоскости	200
§ 17. Расчет изменения высоты и скорости при маневрах в вертикальной плоскости	203
§ 18. Спираль	205
§ 19. Боевой разворот	207
§ 20. Установившийся набор высоты с одновременным разворотом	208
§ 21. Особенности выполнения петли Нестерова и полупетли на больших высотах и скоростях	209
§ 22. Приближенный расчет противозенитного маневра по высоте и курсу	211
§ 23. Использование маневра в вертикальной плоскости для увеличения средней горизонтальной скорости	213
§ 24. Динамические высоты. Динамический потолок	215
§ 25. Использование форсажа, ускорителей и воздушных тормозов для улучшения маневренности	219
§ 26. Маневренность строя самолетов	221
Глава 9. Дальность и продолжительность полета	224
§ 1. Расход топлива	—
§ 2. Определение дальности и продолжительности горизонтального полета по километровому и часовому расходам топлива	225
§ 3. Факторы, влияющие на дальность и продолжительность горизонтального полета	226
§ 4. Влияние скорости на расход топлива в горизонтальном полете	227
§ 5. Влияние высоты на расход топлива в горизонтальном полете	231
§ 6. Полет «по потолкам»	235
§ 7. Влияние изменений иеся, коэффициента безындуктивного сопротивления самолета и температуры воздуха на расход топлива в горизонтальном полете	238
§ 8. Влияние ветра на дальность полета	239
§ 9. Расход топлива при наборе высоты и разгоне	240
§ 10. Дальность планирования. Расход топлива при планировании	241
§ 11. Влияние форсирования двигателя на дальность и продолжительность полета	243
§ 12. Влияние полета строем на дальность полета	244
§ 13. Практический расчет дальности и продолжительности полета	—
§ 14. Дозаправка топливом в полете	247
Глава 10. Взлетно-посадочные характеристики самолета	249
§ 1. Схема взлета самолета	—
§ 2. Силы, действующие на самолет при взлете	250
§ 3. Скорость отрыва	251
§ 4. Ускорение разбега	252
§ 5. Длина разбега	253
§ 6. Зависимость длины разбега от различных эксплуатационных факторов	254
§ 7. Взлетная дистанция	258
§ 8. Взлет с ускорителями	259
§ 9. Схема посадки самолета	261
§ 10. Посадочное планирование	262
§ 11. Выравнивание	263
§ 12. Выдерживание и парашютирование. Посадочная скорость	264
§ 13. Ускорение при пробеге	—

§ 14. Длина пробега	265
§ 15. Зависимость длины пробега от различных эксплуатационных факторов	—
§ 16. Посадочная дистанция	268
§ 17. Особенности посадки с выключенным двигателем	269
§ 18. Безаэродромные взлет и посадка	271

РАЗДЕЛ III

ПИЛОТАЖНЫЕ СВОЙСТВА САМОЛЕТА

Глава 11. Основные сведения о равновесии, устойчивости и управляемости самолета	275

§ 1. Равновесие сил и моментов	—
§ 2. Основные оси самолета	276
§ 3. Центровка самолета	277
§ 4. Моменты, действующие на самолет	279
§ 5. Рулевые моменты. Виды самолетных рулей	280
§ 6. Статические моменты. Фокус самолета	282
§ 7. Демпфирующие моменты	284
§ 8. Устойчивость самолета	286
§ 9. Статическая устойчивость	288
§ 10. Динамическая устойчивость	289
§ 11. Управляемость самолета	292
§ 12. Статическая управляемость	293
§ 13. Динамическая управляемость	—
§ 14. Способы облегчения управления аэродинамическими рулями	295
§ 15. Аэродинамическая компенсация	296
§ 16. Бустерное управление	297
§ 17. Влияние трения и люфтов в системе управления на управляемость самолета	299

Глава 12. Устойчивость и управляемость самолета в прямолинейном полете	301

§ 1. Продольная устойчивость в прямолинейном полете	—
§ 2. Продольная управляемость в прямолинейном полете	302
§ 3. Продольная динамическая устойчивость и управляемость	304
§ 4. Зависимость продольной устойчивости и управляемости от центровки самолета	307
§ 5. Зависимость продольной устойчивости от форм и компоновки самолета	308
§ 6. Продольная устойчивость и управляемость при различных углах атаки	309
§ 7. Зависимость продольной устойчивости от полетного числа M	311
§ 8. Продольная устойчивость при зафиксированной и свободной ручке	314
§ 9. Влияние работы двигателя на продольную устойчивость и демпфирование самолета	315
§ 10. Влияние высоты полета на продольную устойчивость и управляемость	317
§ 11. Продольная управляемость в горизонтальном полете при необратимом управлении	318
§ 12. Боковая устойчивость и управляемость в прямолинейном полете	320
§ 13. Статическая путевая устойчивость	—
§ 14. Статическая поперечная устойчивость	321

	Стр.
§ 15. Динамическая боковая устойчивость	323
§ 16. Боковая балансировка самолета при больших скоростях полета	325
§ 17. Полет на втором режиме	326
Глава 13. Управляемость самолета при маневрировании	329
§ 1. Функции рулей при маневрировании	—
§ 2. Продольная управляемость в криволинейном полете	—
§ 3. Влияние центровки на продольную управляемость в криволинейном полете	332
§ 4. Влияние скорости и высоты полета на продольную управляемость в криволинейном полете	333
§ 5. Поперечная управляемость в криволинейном полете	336
§ 6. Работа руля направления при маневрировании	339
§ 7. Косвенное действие рулей	340
Глава 14. Устойчивость и управляемость самолета при взлете и посадке	344
§ 1. Продольная устойчивость и управляемость при разбеге	—
§ 2. Путевая устойчивость и управляемость самолета при разбеге и пробеге	346
§ 3. Устойчивость и управляемость самолета на изодушных участках взлета и посадки	347
§ 4. Влияние выпуска и уборки закрылков на балансировку самолета	348
§ 5. Взлет с боковым ветром	349
§ 6. Посадка с боковым ветром	350
Глава 15. Потеря скорости и штопор	353
§ 1. Потеря скорости	—
§ 2. Поведение самолета при потере скорости	355
§ 3. Самовращение крыла и самолета	356
§ 4. Штопор самолета	358
§ 5. Факторы, влияющие на характер штопора	360
§ 6. Неравномерный и неустойчивый штопор	362
§ 7. Вывод самолета из штопора	—
Глава 16. Пилотирование самолета в особых условиях полета	365
§ 1. Полет в неспокойной атмосфере	—
§ 2. Воздействие на самолет ударной волны	367
§ 3. Полет в спутной струе от самолета, летящего впереди	—
§ 4. Полет двухдвигательного самолета при одном работающем двигателе	369
§ 5. Полет с отказавшим гидроусилителем	373
Приложения:	
1. Таблица стандартной атмосферы	375
2. Изменение состояния воздуха при переходе через фронт прямого скачка уплотнения	377

Григорий Соломонович Арошин
Практическая аэродинамика
(учебник для летного состава)
М., Воениздат, 1962 384 стр.

Редактор полковник *Гаврилов Н. Н.*
Технический редактор *Мясникова Т. Ф.*
Корректор *Турченко Р. А.*

Сдано в набор 29.4.1961 г. Подписано к печати 24.11.1961 г.
Формат бумаги 60×90^{1/16} — 24 печ. л. 24 усл. печ. л.
24,347 уч.-изд. л. Тираж 15.000

Изд. № 7/3431

Г-71758

Зак. № 2214

Военное издательство
Министерства обороны СССР
Москва, Центр, Тверской бульвар, 18.

2-я типография Военного издательства
Министерства обороны СССР
Ленинград, Д-65, Дворцовая пл., 10
Цена 95 коп.