

ОСНОВЫ АЭРОДИНАМИКИ И ДИНАМИКИ ПОЛЕТА ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Содержание

Введение	2
1. Основы аэродинамики летательных аппаратов	3
1.1. Строение атмосферы.....	3
1.2. Принцип обращения движения и гипотеза сплошности среды	5
1.3. Основные параметры и свойства воздуха	6
1.4. Стандартная атмосфера	8
1.5. Основы кинематики и динамики воздуха.....	9
1.6. Основы аэродинамики самолета.....	14
1.6.1. Геометрические характеристики основных частей самолета	14
1.6.2. Системы координат	21
1.6.3. Аэродинамические силы и моменты, действующие на самолет .	25
1.6.4. Подъемная сила.....	28
1.6.5. Сила лобового сопротивления.....	32
1.6.6. Аэродинамическое качество. Поляра	35
1.6.7. Аэродинамическая интерференция.....	36
1.6.8. Аэродинамические рули и механизация крыла самолета.....	36
2. Основы динамики полета летательных аппаратов	41
2.1. Траекторное движение самолета	41
2.1.1. Уравнения движения центра масс самолета	41
2.1.2. Перегрузка	44
2.1.3. Метод тяг Н.Е. Жуковского	46
2.1.4. Дальность и продолжительность полета	49
2.2. Движение самолета вокруг центра масс	52
2.2.1. Управляемость самолета	52
2.2.2. Устойчивость самолета	56
Литература	Ошибка! Закладка не определена.

Введение

Учебное пособие «Основы аэродинамики и динамики полета летательных аппаратов» посвящено одному из разделов дисциплины «Основы авиации», предусмотренной учебным планом подготовки студентов 1 курса специальности 061100.

В настоящем учебном пособии основные сведения из аэродинамики и динамики полета излагаются в максимально упрощенной форме. Это связано с тем, что студенты 1 семестра 1 курса не знакомы с математическим аппаратом, необходимым для фундаментального изучения этих наук. Однако для того, чтобы грамотно решать задачи повышения экономической эффективности летательных аппаратов (ЛА), которые будут стоять в будущем перед выпускниками данной специальности, достаточно владеть материалом в том объеме, который предлагается ниже.

Пособие состоит из двух частей. В первой части излагаются основы аэродинамики: дается представление о строении земной атмосферы и свойствах воздуха, вводится понятие стандартной атмосферы, рассмотрены свойства воздуха и основные законы аэродинамики, физика взаимодействия воздуха с обтекаемыми телами.

Вторая часть пособия посвящена динамике полета. В ней рассматривается движение центра масс ЛА, а также движение ЛА вокруг его центра масс, т.е. вопросы устойчивости и управляемости.

В конце пособия дан список литературы, которая при желании или необходимости может быть использована для более глубокого изучения материала.

1. Основы аэродинамики летательных аппаратов

Аэродинамика – это наука об общих законах движения газа (преимущественно воздуха), а также о взаимодействии газа с движущимися в нем телами. Это взаимодействие может быть механическим и тепловым, в результате чего на ЛА в процессе его полета в атмосфере действуют аэродинамические силы, происходит нагрев его поверхности. Именно благодаря аэродинамическим силам возможен полет самолета или вертолета, т.е. аппаратов тяжелее воздуха. Однако аэродинамические силы не только поднимают ЛА в воздух, но и создают вредное сопротивление его движению, а нагрев поверхности ЛА приводит к изменению прочностных характеристик его конструкции. Величины аэродинамических и тепловых нагрузок зависят от формы ЛА и режимов его полета (скорости, высоты). В связи с этим основной задачей аэродинамики является выбор рациональной внешней формы ЛА с целью получения заданных летно-технических характеристик (ЛТХ), а также определение аэродинамических нагрузок и тепловых потоков, действующих на поверхность ЛА, для прочностных расчетов.

1.1. Строение атмосферы

Полеты ЛА гражданской авиации происходят в атмосфере Земли, поэтому при создании и эксплуатации ЛА необходимо учитывать строение и параметры атмосферы (давление, плотность, температуру).

Рассмотрим строение атмосферы. **А т м о с ф е р о й** называют газовую оболочку, которая благодаря воздействию гравитационного поля Земли удерживается ею и вращается вместе с планетой как единое целое. Плотность воздуха и атмосферное давление максимальны у поверхности Земли, а с подъемом на высоту постепенно уменьшаются. Воздух, составляющий атмосферу, представляет собой механическую смесь газов. В нижних слоях атмосферы содержание газов в объемных долях следующее: азот (N_2) ~ 78 %, кислород (O_2) ~ 21 %, аргон (Ar) ~ 0,93 %, другие газы (в том числе CO_2 – углекислый газ) ~ 0,07 %. До высоты 90 км относительный состав основных компонентов атмосферы практически не изменяется. Кроме газов в нижних слоях атмосферы содержится большое количество паров воды, а также пыль, различные химические соединения (особенно над городами и промышленными центрами).

Атмосфера Земли имеет четкое слоистое строение (см. рис. 1). При этом под влиянием центробежных сил, возникающих при вращении планеты, атмосфера, как и сама Земля, сплюснута у полюсов, а в районе экватора имеет несколько большую толщину. Нижний слой атмосферы (от поверхности Земли до высоты 8 км над полюсами и 18 км над экватором) называется **т р о п о с ф е р о й**. Для тропосферы характерно интенсивное перемещение воздушных масс, наличие облачности. В ней наблюдаются различные метеорологические явления: осадки, молнии, струйные течения. В этом слое атмосферы температура воздуха заметно уменьшается с высотой (в среднем на

6,5° С через каждые 1000 м), а также подвержена суточным и сезонным колебаниям. В верхнем слое тропосферы (для средних широт начиная с 11 км) температура воздуха практически неизменна и равна приблизительно -56°C (217 К). Это явление носит название тр о п о п а у з ы . Толщина тропопаузы колеблется на различных широтах от нескольких сотен метров до нескольких километров.

Тропопауза как и другие п а у з ы (переходные зоны между основными слоями атмосферы) отделяет тропосферу от следующего слоя – с т р а т о - с ф е р ы , которая простирается до высоты приблизительно 55 км. Интересно отметить, что в верхних слоях стратосферы температура повышается до $+0,8^{\circ}\text{C}$. Это происходит из-за поглощения молекулами озона и кислорода, находящимися на этих высотах, ультрафиолетового излучения Солнца. В нижних слоях стратосферы, как и в верхних слоях тропосферы, встречаются струйные течения шириной в сотни километров со скоростью потока до 100 – 150 м/с.

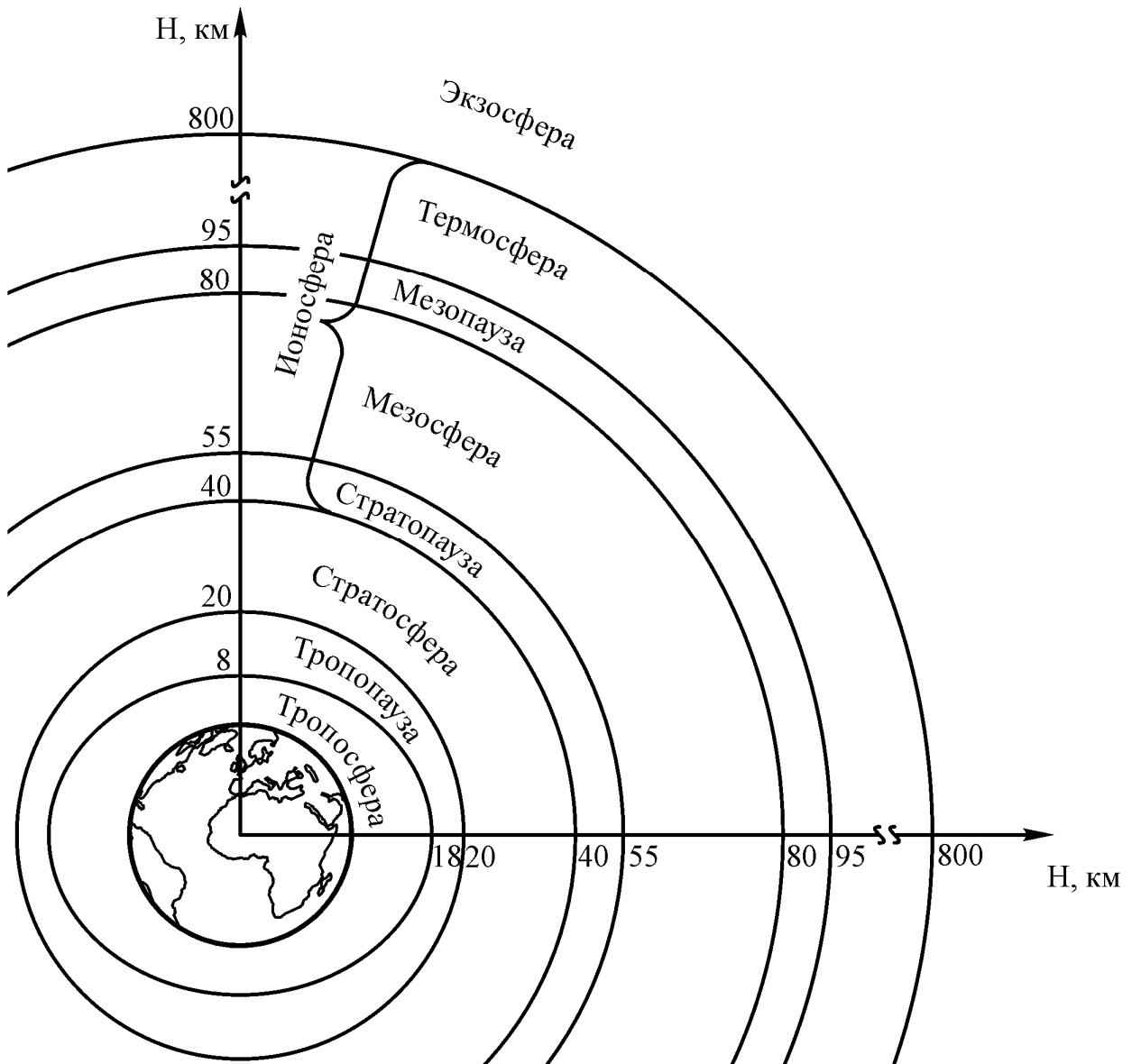


Рис. 1. Строение атмосферы

Выше стратосферы располагается мезосфера. Она доходит до высоты 80 км, и в ней снова происходит постепенное понижение температуры до -88°C .

Далее до высоты 800 км следует термосфера. В этом слое лучи Солнца, ионизируя воздух, доводят его температуру до 750°C . Но вследствие малой плотности воздуха в термосфере эта высокая температура не оказывает заметного воздействия на находящиеся здесь тела. Из-за сильной ионизации воздуха часть атмосферы на высотах 40 – 800 км (в основном мезосфера и термосфера) получила название ионосферы.

Выше 800 км над поверхностью Земли находится экзосфера, которая является переходной зоной к космическому пространству.

Практическое значение для гражданской авиации в настоящее время имеют нижние слои атмосферы: тропосфера и нижняя часть стратосферы (до высоты 20 км).

1.2. Принцип обращения движения и гипотеза сплошности среды

Аэродинамика, как любая наука, изучающая физику явлений, использует модели этих явлений, применяет различные гипотезы. Это делается для упрощения изучения сложных явлений. При этом, однако, стремятся сохранить все существенные свойства явлений и отбросить несущественные. Яркими примерами такого подхода могут служить принцип обращения движения и гипотеза сплошности среды.

В аэродинамике при изучении взаимодействия воздуха с движущимися в нем телами часто для удобства используют принцип обращения движения, который заключается в том, что рассматривают не полет ЛА в неподвижном воздухе, а обтекание неподвижного ЛА набегающим потоком воздуха. При этом скорость набегающего потока равна по величине скорости полета ЛА, но противоположна по направлению. Такое обращение движения не изменяет силовое и тепловое взаимодействие аппарата и воздуха, поэтому мы будем в дальнейшем пользоваться этим принципом без дополнительных оговорок.

Рассмотрим теперь гипотезу сплошности среды. Воздух представляет собой совокупность отдельных молекул, которые хаотически перемещаются в пространстве. Концентрация молекул в нижних слоях атмосферы, где происходят полеты ЛА гражданской авиации, достаточно высока, что позволяет принять гипотезу сплошности, в соответствии с которой воздух рассматривается как сплошная среда с непрерывным распределением вещества в пространстве.

Практически любая научная гипотеза имеет предел применимости, т.е. ту границу, за которой ее применение будет некорректным. Гипотеза сплошности не является в этом смысле исключением. Для оценки применимости гипотезы сплошности используют критерий Кнудсена:

$$Kn = \frac{l}{L}, \quad (1)$$

где l – средняя длина свободного пробега молекул;
 L – характерный линейный размер обтекаемого тела.

Если $Kn < 0,01$, то воздух можно считать сплошной средой. Для высот, на которых летают современные ЛА гражданской авиации, это условие выполняется.

1.3. Основные параметры и свойства воздуха

Основными параметрами воздуха, которые характеризуют его состояние, являются: температура, плотность и давление. Определения этих параметров известны из школьного курса физики. Напомним лишь уравнение состояния газа, которое связывает эти параметры между собой (уравнение Менделеева – Клайперона):

$$p = \frac{\rho}{m} RT, \quad (2)$$

где p – давление газа [Па];
 ρ – плотность газа [кг/м³];
 m – молекулярная масса газа [кг/моль];
 R – универсальная газовая постоянная $\left[\frac{\text{Дж}}{\text{К} \cdot \text{моль}} \right]$;
 T – температура газа [К].

К свойствам воздуха относятся вязкость и сжимаемость. Из опыта известно, что при обтекании поверхности набегающим потоком воздуха на некотором удалении от этой поверхности скорость частиц воздуха начинает уменьшаться вплоть до полного торможения частиц, непосредственно контактирующих с поверхностью (см. рис. 2). Разделим условно поток по вертикали к поверхности на отдельные слои. В этом случае слой, находящийся ближе к поверхности, будет двигаться с меньшей скоростью, чем смежный с ним слой, расположенный выше. Нижний слой будет оказывать сопротивление верхнему слою. В этом явлении проявляется вязкость воздуха, т.е. его способность сопротивляться сдвигу слоев, их относительно-му перемещению.

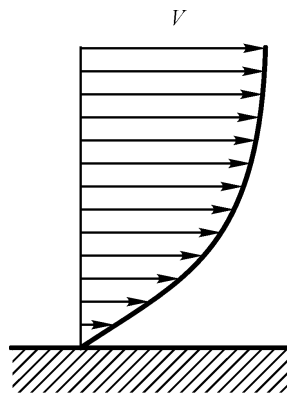


Рис. 2. Профиль скоростей потока вблизи поверхности

При таком взаимодействии слоев между ними возникают касательные напряжения τ , которые пропорциональны производной скорости набегающего потока по нормали к поверхности:

$$\tau = \mu \frac{dV_x}{dy}, \quad (3)$$

где μ – коэффициент динамической вязкости, [Па · с];
 V_x – скорость набегающего потока [м / с].

Если коэффициент динамической вязкости разделить на плотность воздуха ρ , то получится коэффициент кинематической вязкости:

$$\nu = \frac{\mu}{\rho}. \quad (4)$$

Динамическая вязкость воздуха возрастает при повышении температуры. Это происходит в связи с тем, что с ростом температуры скорость хаотического теплового движения молекул увеличивается.

Кинематическая вязкость зависит от высоты полета. При ее увеличении кинематическая вязкость растет.

Опыт показывает, что влияние вязкости на поток проявляется только на небольшом удалении от поверхности тела. Слой воздуха, где проявляется его вязкость, называется пограничным. Толщина пограничного слоя невелика, на носке тела она минимальна и увеличивается вниз по потоку (см. рис. 3). Максимальная толщина пограничного слоя во много раз меньше характерного линейного размера обтекаемого тела (на задних кромках крыльев современных самолетов гражданской авиации, летящих на высотах около 10 км, толщина пограничного слоя не превышает нескольких сантиметров).

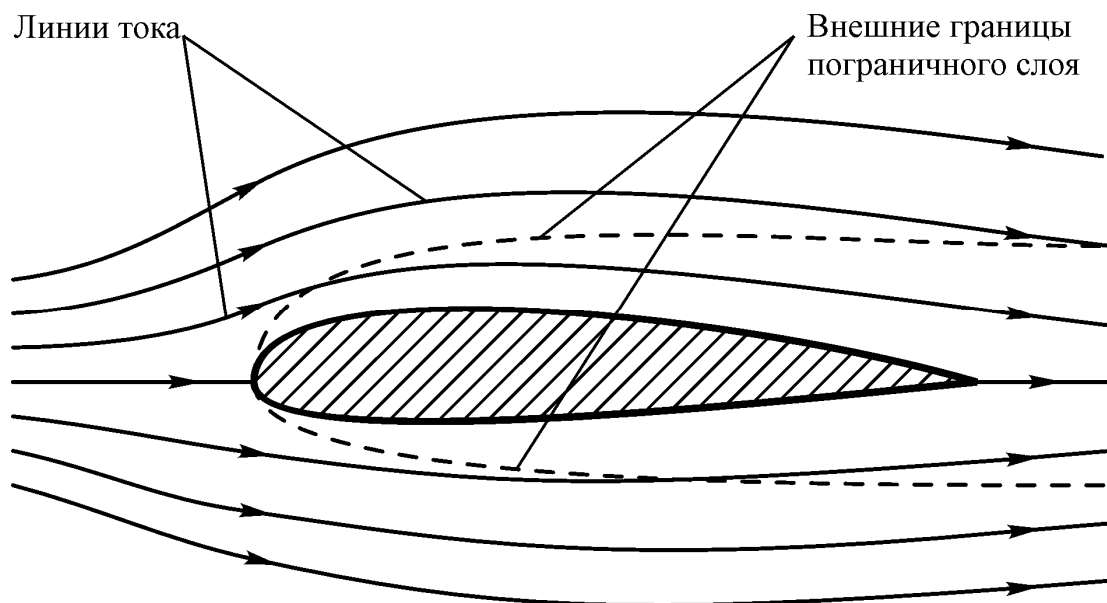


Рис. 3. Схема обтекания тела вязким газом (толщина пограничного слоя увеличена)

Другим важным свойством воздуха является его сжимаемость. Сжимаемостью называется свойство среды изменять свой объем при изменении давления. Это свойство воздуха определяет возможность распространения в нем малых возмущений давления в виде упругих волн сжатия-разрежения. Эти волны воспринимаются нашим слуховым аппаратом как звук. Скорость распространения звуковых волн называется скоростью звука:

$$a = \sqrt{\frac{dp}{d\rho}}. \quad (5)$$

Воспользовавшись формулой (2), получим:

$$a = \sqrt{\frac{1}{m}RT}. \quad (6)$$

Подставим в эту формулу значение универсальной газовой постоянной R и молекулярной массы воздуха M и получим:

$$a \approx 20,1\sqrt{T}. \quad (7)$$

Таким образом, скорость звука однозначно определяется температурой воздуха. При повышении температуры возрастает интенсивность хаотического движения молекул газа, а значит увеличивается его сопротивляемость сжатию, т.е. газ становится менее сжимаемым. При понижении температуры наблюдается обратная картина. Так, например, с ростом высоты температура воздуха падает, что приводит к уменьшению скорости звука. При абсолютном нуле скорость звука также равна нулю, поскольку движение молекул газа отсутствует, и они теряют способность передавать малые возмущения. Следовательно, скорость звука является характеристикой сжимаемости воздуха.

При рассмотрении явлений в движущемся потоке пользуются мерой сжимаемости воздуха, которой является число Маха – отношение скорости потока V к скорости звука a при данных условиях:

$$M = \frac{V}{a}. \quad (8)$$

Если $M < 1$, то течение называется дозвуковым, если $M = 1$, то течение называется звуковым (если M чуть больше или чуть меньше 1, то – трансзвуковым или околозвуковым), а если $M > 1$, то говорят, что течение сверхзвуковое.

1.4. Стандартная атмосфера

Параметры атмосферы зависят не только от высоты, но и от времени года и суток, координат места наблюдения и других факторов. Поэтому для удобства аэродинамических расчетов и сравнения результатов летных испытаний ЛА, проведенных при различных атмосферных условиях, используют модель атмосферы – стандартную атмосферу. Это условная атмосфера, представленная в виде распределения средних значений параметров

воздуха по высоте. Параметры стандартной атмосферы, принятой в России, находятся в соответствии с Международной стандартной атмосферой и примерно равны средним значениям параметров реальной атмосферы на средних широтах в летнее время. Параметры стандартной атмосферы для нулевого уровня, в качестве которого принят средний уровень моря, называют стандартными (или нормальными) и отмечают индексом «с»: $T_c = 288,15 \text{ К}$; $p_c = 101300 \text{ Па}$; $\rho_c = 1,225 \text{ кг/м}^3$; $a_c = 340,29 \text{ м/с}$; $\nu_c = 1,46 \cdot 10^{-5} \text{ м}^2/\text{с}$.

Изменение параметров стандартной атмосферы по высоте представляют, как правило, в табличной форме. Однако для тропосферы (до высоты 11 км) основные параметры стандартной атмосферы приближенно можно рассчитать по следующим формулам:

$$T_H = T_c - 0,0065H; \quad (9a)$$

$$p_H = p_c \left[1 - \left(\frac{H}{44300} \right) \right]^{5,256}; \quad (9б)$$

$$\rho_H = \rho_c \left[1 - \left(\frac{H}{44300} \right) \right]^{5,256}. \quad (9в)$$

1.5. Основы кинематики и динамики воздуха

В аэродинамике при изучении движения воздуха иногда удобнее использовать не модель сплошной среды, а модель, рассматривающую среду как совокупность множества частиц. В этой модели движение частиц представляют в виде траекторий и линий тока. Траекторией движения частицы называется геометрическое место точек, в которых частица находилась в процессе своего движения. При этом вектор скорости частицы во всех точках траектории направлен по касательной к ней (см. рис. 4). Линия тока — это линия, составленная из точек, в которых движущиеся частицы находятся в фиксированный момент времени, причем векторы скоростей частиц направлены по касательной к этой линии так же, как и в случае с траекторией. Траектория и линия тока различаются тем, что траектория описывает движение одной частицы в разные моменты времени, а линия тока — движение совокупности частиц в каждый фиксированный момент времени. При определенном условии траектория и линия тока совпадают. Это происходит в том случае, если в каждой фиксированной точке линии тока вектор скорости не изменяется с течением времени по величине и направлению. Такое течение называется *установившимся*. При *неустановившемся* течении вектор скорости со временем изменяется, что приводит к изменению формы линии тока и она уже не совпадает с траекторией движения отдельной частицы.

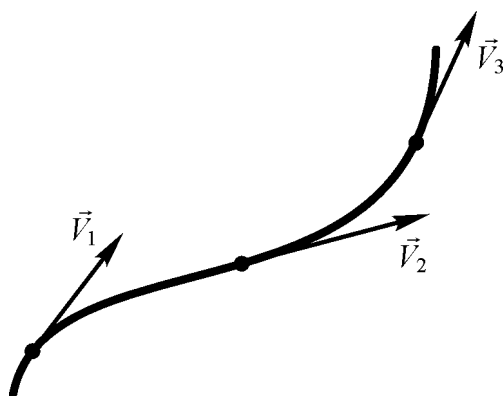


Рис. 4. Траектория частицы

Представим себе замкнутую линию и через точки этой линии проведем линии тока. В результате получим замкнутую поверхность, образованную линиями тока. Такая поверхность называется *трубкой тока*. Поскольку, как следует из определения линии тока, векторы скорости движения частиц направлены по касательной к поверхности трубки тока, то эта поверхность является непроницаемой для частиц воздуха. Воздух, движущийся внутри трубки тока называется *стружкой*. Стружка называется *элементарной*, если ее поперечное сечение достаточно мало и можно считать, что в каждый фиксированный момент времени скорости частиц воздуха в этом сечении равны. Рассмотрим такую стружку (см. рис. 5).

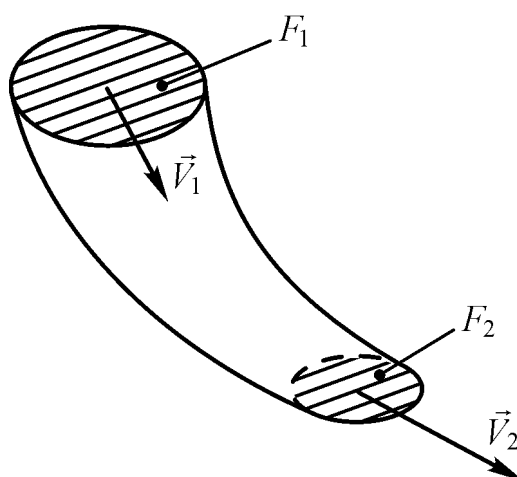


Рис. 5. Элементарная стружка

Поскольку поверхность трубки тока непроницаема для частиц воздуха, то при установившемся течении через каждое поперечное сечение элементарной стружки в единицу времени будет протекать одна и та же масса воздуха. Это вытекает из закона сохранения массы, если принять, что трубка тока не имеет разрывов, через которые может поступать или уходить воздух.

Поэтому формула, описывающая это явление, называется уравнением неразрывности и имеет вид:

$$m = \rho VF = \text{const}, \quad (10)$$

где m – масса воздуха, протекающего через поперечное сечение струйки в единицу времени;

ρ – плотность воздуха в данном сечении струйки;

V – скорость воздуха в данном сечении струйки;

F – площадь поперечного сечения струйки.

Для малых скоростей течения (при $M < 0,3$) можно принять, что воздух несжимаем, т.е. плотность воздуха не меняется от сечения к сечению ($\rho = \text{const}$). Тогда ее можно исключить из уравнения (10) и, возвращаясь к рис. 5, записать:

$$V_1 F_1 = V_2 F_2. \quad (11)$$

Из этого уравнения можно сделать важный вывод: при уменьшении площади поперечного сечения струйки скорость течения воздуха в ней возрастает, а при увеличении – падает. Но это справедливо только для дозвуковых течений ($M < 1$). При сверхзвуке ($M > 1$) картина меняется с точностью до наоборот. Здесь уже важную роль играет сжимаемость. Например, при уменьшении площади поперечного сечения плотность воздуха увеличивается настолько, что в целом произведение $F\rho$ возрастает, а это приводит к уменьшению скорости потока V (см. формулу (10)). Поэтому при сверхзвуковом потоке для того, чтобы увеличить скорость, необходимо также увеличивать площадь поперечного сечения струйки.

Важное место в аэродинамике отводится также закону сохранения энергии, который используется для получения взаимосвязи давления и скорости воздуха в струе. На рис. 6 показана струйка при виде сбоку. Рассмотрим относительно некоторого уровня баланс энергии масс воздуха, проходящих через сечения 1 и 2 за одинаковый промежуток времени Δt . Движение воздуха в струйке будем считать установившимся, а сжимаемость и трение учитывать не будем. Выделим для рассмотрения некоторую массу воздуха m , проходящую через сечение 1 со скоростью V_1 за время Δt . Эта масса обладает кинетической энергией, равной $\frac{mV_1^2}{2}$ и имеет потенциальную энергию, равную работе силы тяжести mgh_1 . Кроме этого, на рассматриваемую массу воздействует сила давления воздуха $p_1 F_1$, лежащего выше сечения 1, поэтому необходимо также учесть работу, совершаемую этой силой. Работа, как известно, равна произведению силы на перемещение, которое в данном случае можно вычислить, умножив скорость V_1 на промежуток времени Δt , в тече-

ние которого рассматриваемая масса воздуха проходит через сечение 1. Согласно закону сохранения суммарная энергия рассматриваемой массы воздуха при прохождении ею сечения 2 не изменится, поэтому можно записать:

$$p_1 F_1 V_1 \Delta t + \frac{m V_1^2}{2} + m g h_1 = p_2 F_2 V_2 \Delta t + \frac{m V_2^2}{2} + m g h_2. \quad (12)$$

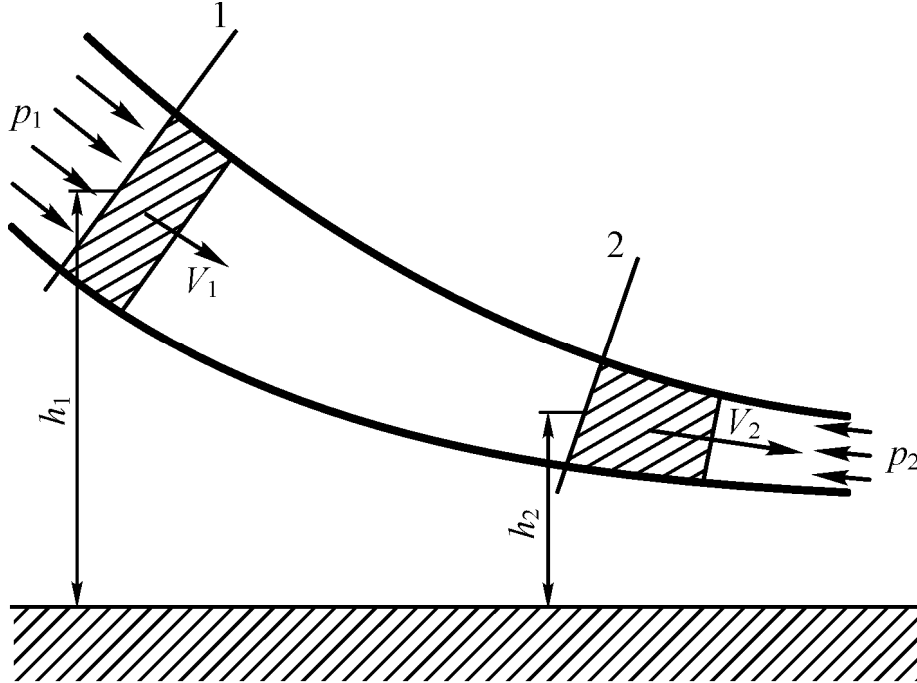


Рис. 6. Движение воздуха в струйке

В соответствии с уравнением (11) объем воздуха, проходящий через сечение 1 должен быть равен объему воздуха, проходящего через сечение 2:

$$F_1 V_1 \Delta t = F_2 V_2 \Delta t. \quad (13)$$

Поделим уравнение (12) на уравнение (13) и получим:

$$p_1 + \frac{\rho V_1^2}{2} + \rho g h_1 = p_2 + \frac{\rho V_2^2}{2} + \rho g h_2. \quad (14)$$

Или:

$$p + \frac{\rho V^2}{2} + \rho g h = \text{const}. \quad (15)$$

Мы получили уравнение Бернулли для газа без учета сжимаемости. Если пренебречь действием силы тяжести или предположить, что движение воздуха происходит в горизонтальной плоскости, то потенциальная энергия рассматриваемой массы воздуха не изменится, и из выражения (15) произведение $\rho g h$ можно исключить:

$$p + \frac{\rho V^2}{2} = \text{const}. \quad (16)$$

Слагаемое p называется статическим давлением, а слагаемое $\frac{\rho V^2}{2}$ – динамическим давлением (или скоростным напо-

ром). Сумма же статического и динамического давлений называется полным давлением и обозначается p_0 :

$$p_0 = p + \frac{\rho V^2}{2} = \text{const.} \quad (17)$$

При внимательном рассмотрении уравнения Бернулли можно заметить, что при увеличении скорости потока динамическое давление будет расти, а статическое соответственно падать, т.к. их сумма изменяться не должна. Так, при обтекании тела набегающим потоком воздуха (см. рис. 7) на его носке существует точка A (критическая точка), в которой скорость потока из-за полного торможения равна 0. В этой точке динамическая составляющая равна нулю, а статическое давление максимально и равно полному давлению. В любой другой точке поверхности тела скорость потока будет больше 0, а это значит, что статическое давление будет меньше, чем в критической точке.

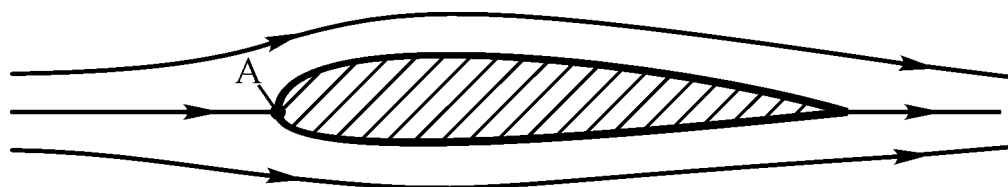


Рис. 7. Обтекание тела набегающим потоком

Взаимосвязь статического и динамического давлений хорошо иллюстрируется на примере функционирования прибора, который носит название трубка Пито – Прандтля, или в технике – приемник воздушного давления (ПВД). Этот прибор широко используется в авиации для определения скорости полета. Схематично трубка Пито – Прандтля изображена на рис. 8. Прибор имеет две полости, соединенных с манометром. Когда трубка выставлена вдоль вектора скорости набегающего потока, то в полости 1 давление воздуха будет равно полному давлению, т.к. это критическая точка и поток в ней полностью тормозится. Полость 2 сообщается с потоком через боковое отверстие в трубке, при этом линии тока проходят мимо этого отверстия, не искажаясь. За счет этого в полости 2 действует только статическое давление, а влияние динамического давления исключено. Разность давлений в полостях 1 и 2, измеряемая с помощью манометра, будет равна скоростному напору:

$$\frac{\rho V^2}{2} = p_0 - p. \quad (18)$$

Отсюда, зная плотность воздуха, легко определить скорость набегающего потока (или скорость полета).

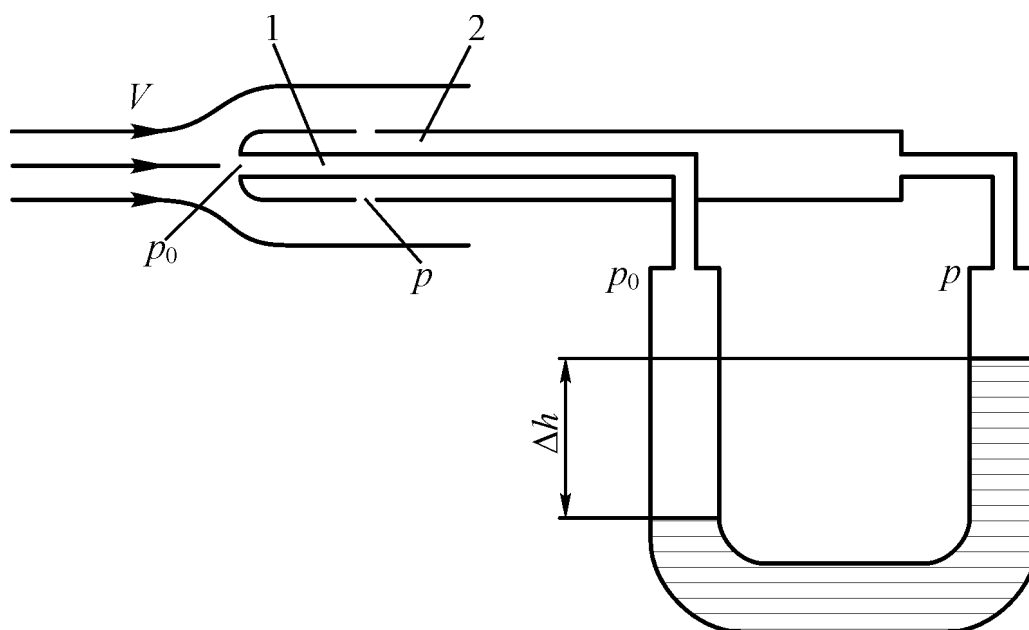


Рис. 8. Схема трубки Пито-Прандтля

1.6. Основы аэродинамики самолета

До сих пор мы рассматривали взаимодействие набегающего потока с неким абстрактным телом. Однако в авиации эксплуатируются вполне конкретные летательные аппараты: самолеты, вертолеты, планеры, аэростаты, дирижабли и др. Все они так или иначе взаимодействуют с окружающим воздухом в процессе своего полета. Среди всего многообразия видов летательных аппаратов, созданных человеком, наибольшее распространение получил самолет. С а м о л е т – это летательный аппарат тяжелее воздуха, который имеет крыло для создания подъемной силы и силовую установку для создания тяги.

1.6.1. Геометрические характеристики основных частей самолета

Основными частями самолета являются: крыло, фюзеляж, оперение, шасси, силовая установка, бортовое оборудование (см. рис. 9). В данном разделе нас интересуют, прежде всего, те части самолета, которые непосредственно взаимодействуют с набегающим потоком воздуха и создают основную долю аэродинамических сил, т.е. крыло, фюзеляж и оперение. Шасси и силовая установка, как правило, тоже обтекаются потоком воздуха, но в данном курсе мы не будем заострять на этом внимание.

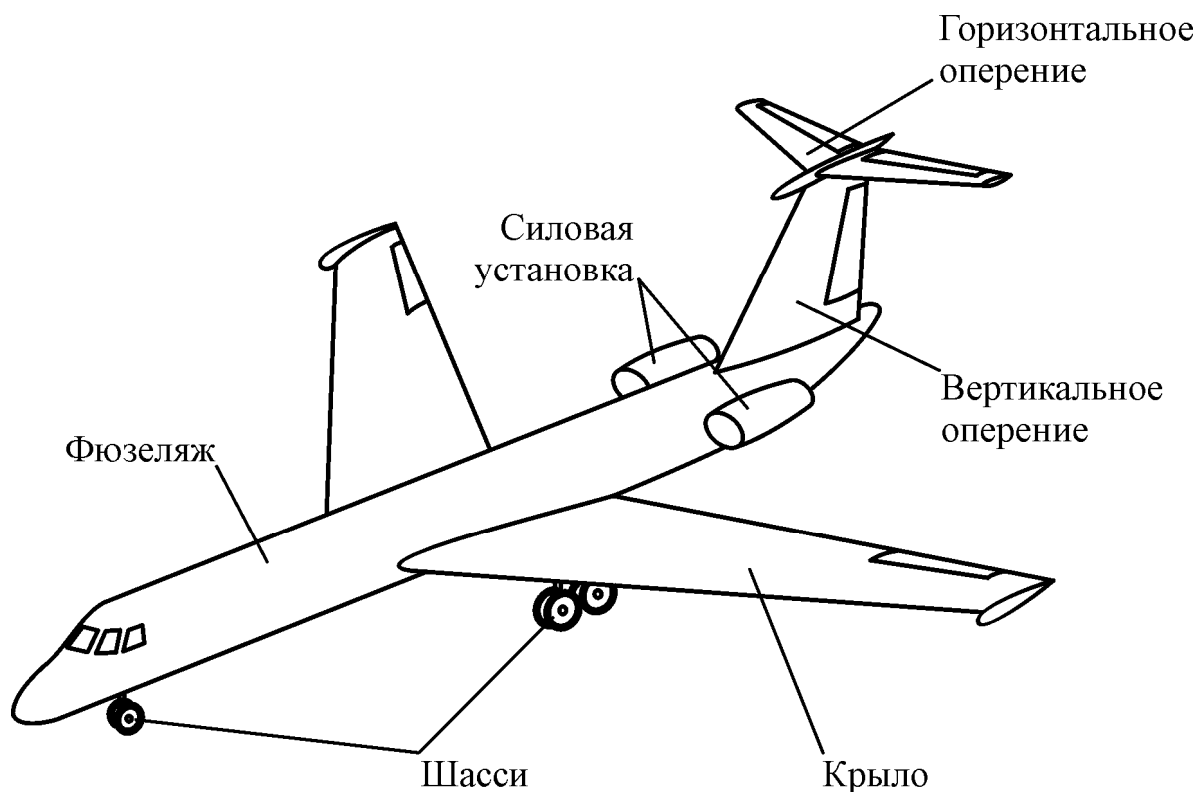


Рис. 9. Общий вид самолета

Крыло предназначено для создания подъемной силы, которая уравновешивает силу тяжести, действующую на самолет, а также обеспечивает изменение траектории полета. Подъемная сила на крыле появляется во время движения самолета относительно окружающего воздуха. Этот эффект создается благодаря тому, что крыло имеет определенную форму, которая характеризуется, в свою очередь, формой профиля, формой крыла при виде сверху (формой крыла в плане) и при виде спереди.

Профиль крыла – это сечение крыла плоскостью, параллельной плоскости симметрии самолета. Это плоскость, относительно которой большинство элементов самолета располагаются симметрично слева и справа, ее иногда называют базовой плоскостью самолета.

Формы профилей разнообразны, они выбираются, прежде всего, исходя из соображений обеспечения требуемых летно-технических характеристик самолета. На рис. 10 приведены наиболее распространенные формы профилей. Геометрические характеристики профиля показаны на рис. 11. Для описания формы профиля используют такие геометрические характеристики, как хорда, относительная толщина, относительная вогнутость и др. Хордой профиля называется отрезок прямой, соединяющий две наиболее удаленные точки профиля. Хорда обозначается, как правило, буквой b . Формы верхнего и нижнего контуров профиля задаются с помощью таблиц с координатами точек или в виде аналитических зависимостей: $y_v = f(x)$ и $y_n = f(x)$. При этом начало системы координат располагают в передней точке хорды, а саму хорду – на оси Ox .

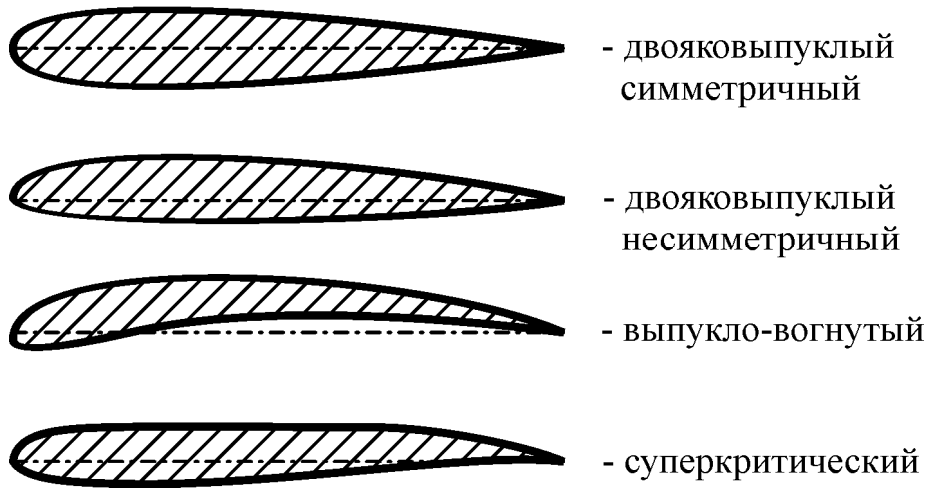


Рис. 10. Формы профилей

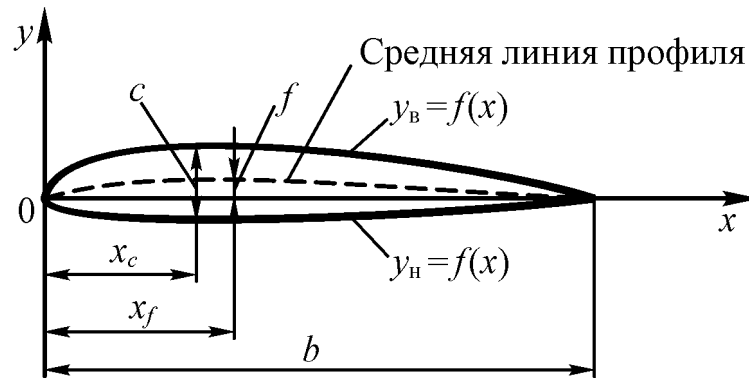


Рис. 11. Геометрические характеристики профиля

Относительная толщина профиля равна отношению максимальной толщины профиля к его хорде, выраженному в процентах:

$$\bar{c} = \frac{c_{\max}}{b} \cdot 100\%, \quad (19)$$

где c_{\max} – наибольшее расстояние между точками профиля, лежащими на прямой, перпендикулярной хорде: $c_{\max} = (y_v - y_n)_{\max}$.

В зависимости от типа самолета величина относительной толщины профиля колеблется в пределах от 2 до 20 %. Сверхзвуковые самолеты имеют крылья с тонкими профилями (до 5 %), у дозвуковых – профили крыльев толще (как правило, свыше 10 %).

Положение максимальной толщины профиля по длине хорды определяется относительной координатой:

$$\bar{x}_c = \frac{x_c}{b} \cdot 100\%, \quad (20)$$

где x_c – абсцисса максимальной толщины профиля.

Величина \bar{x}_c для дозвуковых самолетов колеблется в пределах $25 \div 30 \%$, для сверхзвуковых – $40 \div 50 \%$.

Средняя линия профиля – это геометрическое место точек, соответствующих серединам отрезков, соединяющих точки профиля, лежащие на прямой, перпендикулярной хорде, т.е. это координаты середин толщин профиля: $y_{cp}(x) = 0,5[y_v(x) + y_n(x)]$.

Относительная вогнутость профиля – это отношение максимальной вогнутости профиля к его хорде, выраженное в процентах:

$$\bar{f} = \frac{f_{max}}{b} \cdot 100\%, \quad (21)$$

где f_{max} – максимальная по абсолютной величине ордината средней линии профиля, т.е. максимальное отклонение средней линии профиля от хорды, ее еще называют стрелой прогиба: $f_{max} = 0,5(y_v + y_n)_{max}$.

Относительная вогнутость профилей современных самолетов находится в пределах $0 \div 4 \%$.

Вогнутость профиля иногда называют кривизной профиля. Положение максимальной вогнутости по длине хорды определяется относительной координатой:

$$\bar{x}_f = \frac{x_f}{b} \cdot 100\%, \quad (22)$$

где x_f – абсцисса максимальной вогнутости профиля.

Формы крыла в плане, т.е. при виде сверху, столь же разнообразны, как и формы профилей. Однако на современных самолетах чаще всего используются прямоугольные, трапециевидные, стреловидные и треугольные крылья (см. рис. 12). Форма крыла в плане сильно влияет на летно-технические характеристики самолета и выбирается исходя из условия их обеспечения.

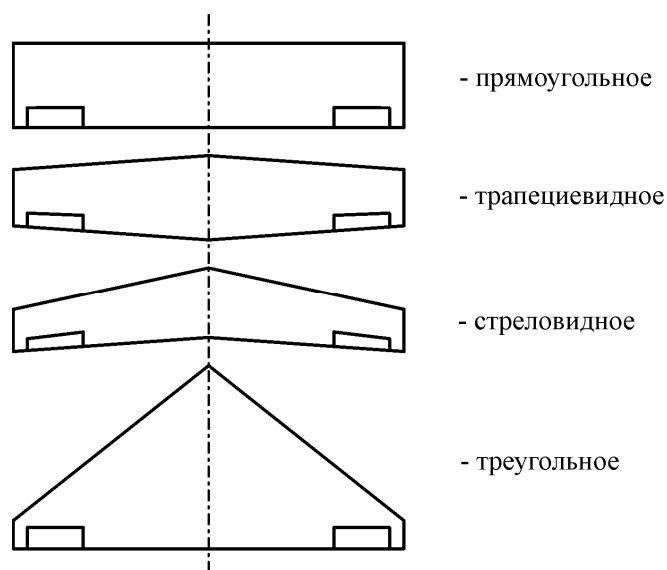


Рис. 12. Формы крыла в плане

Геометрия крыла в плане описывается следующими характеристиками: размах крыла, площадь крыла, корневая и концевая хорды, удлинение крыла, сужение крыла и др.

Размах крыла $l_{кр}$ – расстояние между двумя плоскостями, параллельными базовой плоскости самолета и проходящими через концы крыла (см. рис. 13).

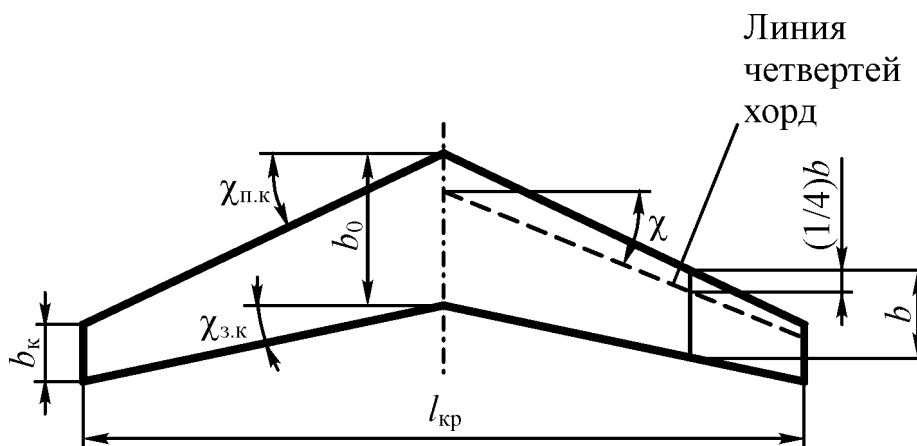


Рис. 13. Геометрические характеристики крыла в плане

Корневая хорда крыла b_0 – хорда крыла в базовой плоскости самолета.

Концевая хорда крыла $b_к$ – хорда крыла в его концевом сечении.

Площадь крыла $S_{кр}$ – площадь проекции крыла на базовую плоскость крыла (не путать с базовой плоскостью самолета). Базовой плоскостью крыла называется плоскость, проходящая через корневую хорду крыла и перпендикулярная базовой плоскости самолета. При аэродинамических расчетах в площадь крыла включается также площадь подфюзеляжной части.

Средняя геометрическая хорда крыла $b_{ср}$ – хорда условного прямоугольного крыла, равного по площади рассматриваемому и имеющего тот же размах:

$$b_{ср} = \frac{S_{кр}}{l_{кр}}. \quad (23)$$

Средняя аэродинамическая хорда (САХ) крыла b_A – хорда условного прямоугольного крыла, равного по площади рассматриваемому и имеющего такие же аэродинамические характеристики. Для трапециевидного крыла САХ можно вычислить по следующей формуле:

$$b_A = \frac{2}{3} \left(b_0 + b_к - \frac{b_0 b_к}{b_0 + b_к} \right). \quad (24)$$

Кроме этого, длину, а также положение САХ трапециевидного крыла можно определить, проведя геометрическое построение (см. рис. 14).

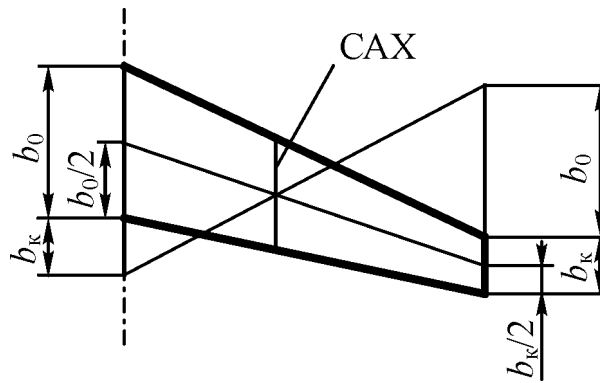


Рис. 14. Геометрическое построение САХ

Удлинение крыла λ – отношение квадрата размаха крыла к его площади:

$$\lambda = \frac{l_{\text{кр}}^2}{S_{\text{кр}}}. \quad (25)$$

Сужение крыла η – отношение длины корневой хорды крыла к длине его концевой хорды:

$$\eta = \frac{b_0}{b_k}. \quad (26)$$

Линия четвертей хорд крыла – линия, проходящая через точки, отстоящие от передних точек хорд на расстоянии, равном $\frac{1}{4}$ длин хорд. В общем случае крыло в плане имеет сложную форму, а линия четвертей хорд не является прямой линией. Однако в авиации наибольшее распространение получили крылья с прямолинейными передней и задней кромками. В этом случае линия четвертей хорд будет прямой. Эта линия используется для определения угла стреловидности крыла.

Угол стреловидности крыла χ – угол между линией четвертей хорд крыла и плоскостью, перпендикулярной корневой хорде. При описании геометрии крыла используются также углы стреловидности крыльев по передней кромке $\chi_{\text{п.к}}$ и по задней кромке $\chi_{\text{з.к}}$ (см. рис. 13). Если $\chi \neq 0$, то крыло является стреловидным. У современных пассажирских и транспортных самолетов $\chi = 20 \div 35^\circ$.

Форма крыла при виде спереди характеризуется углом ψ между базовой плоскостью крыла и линией четвертей хорд полукрыла (см. рис. 15). Как правило, линия четвертей хорд крыла располагается таким образом, что напоминает своими очертаниями латинскую букву V. Поэтому угол ψ называют углом поперечного V крыла.

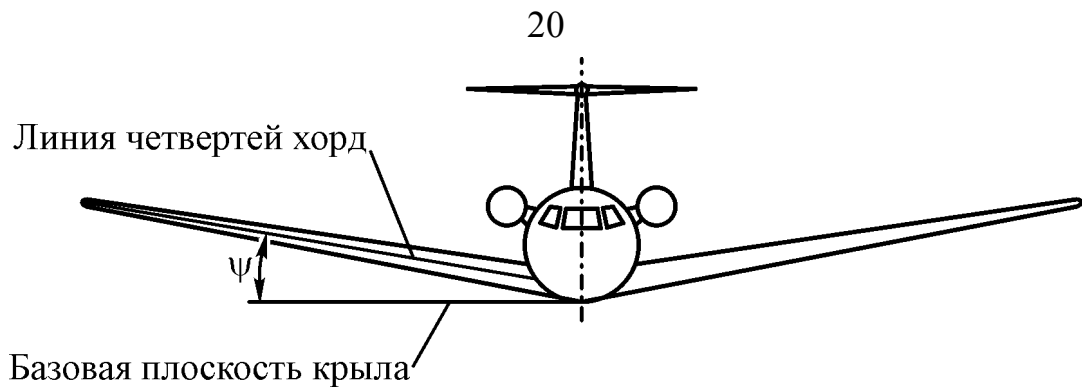


Рис. 15. Угол поперечного V крыла

Оперение самолета предназначено для обеспечения его устойчивости и управляемости. Устойчивость и управляемость самолета мы будем рассматривать в разделе 2 настоящего пособия. Здесь же мы отметим лишь, что оперение самолета делится на горизонтальное и вертикальное (см. рис. 9). Горизонтальное оперение по форме напоминает крыло, поэтому к нему применимы все рассмотренные выше геометрические характеристики. Вертикальное оперение подобно полукрылу, но располагается оно в базовой плоскости самолета или в плоскости, ей параллельной. Поэтому площадь вертикального оперения равна площади его проекции на базовую плоскость самолета.

Фюзеляж же, напротив, сильно отличается по форме от рассмотренных выше частей самолета. Фюзеляж — это основная часть конструкции самолета, соединяющая в единое целое все его части и предназначенная для размещения экипажа, пассажиров, багажа, грузов и оборудования самолета. Формы фюзеляжей самолетов весьма разнообразны и выбираются исходя из стремления получить большой полезный объем при малом аэродинамическом сопротивлении и невысокой массе конструкции, а также для удовлетворения специальных технических требований (обеспечение перевозки крупногабаритных грузов, обеспечение комфорта пассажиров и т.п.). Следствием этих требований является вытянутая удобообтекаемая форма фюзеляжа при виде сбоку (см. рис. 16). Формы поперечных сечений фюзеляжа при этом могут сильно различаться (см. рис. 17). Однако на практике фюзеляж чаще всего имеет форму тела вращения. Перейдем к рассмотрению геометрических характеристик фюзеляжа.

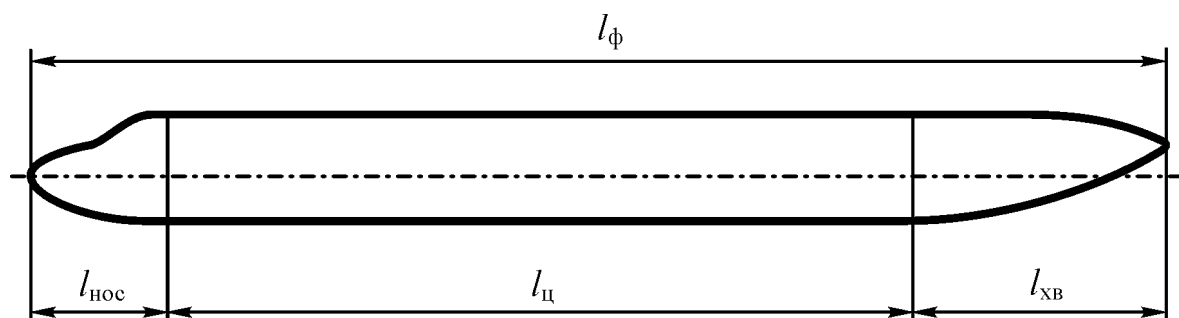


Рис. 16. Геометрические характеристики фюзеляжа

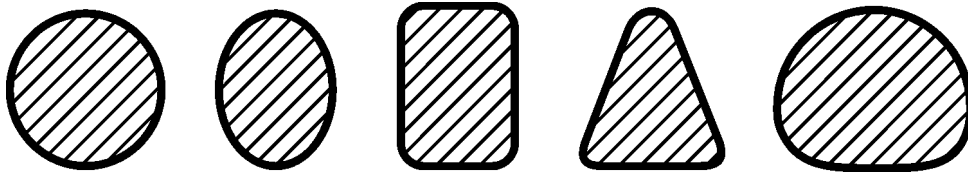


Рис. 17. Формы поперечных сечений фюзеляжа

Длина фюзеляжа l_ϕ – наибольший размер фюзеляжа вдоль его продольной оси.

Площадь миделевого сечения фюзеляжа $S_{м.ф}$ – наибольшая площадь поперечного сечения фюзеляжа плоскостью, перпендикулярной продольной оси фюзеляжа.

Максимальный эквивалентный диаметр фюзеляжа $d_{э.ф}$ – диаметр условного круга, площадь которого равна площади миделевого сечения фюзеляжа:

$$d_{э.ф} = \sqrt{\frac{4S_{м.ф}}{\pi}}. \quad (27)$$

Удлинение фюзеляжа λ_ϕ – отношение длины фюзеляжа к его максимальному эквивалентному диаметру:

$$\lambda_\phi = \frac{l_\phi}{d_{э.ф}}. \quad (28)$$

Чаще всего у фюзеляжей можно выделить носовую, цилиндрическую (центральную) и хвостовую части и ввести для них соответствующие геометрические параметры. Удлинения этих частей фюзеляжа можно вычислить по следующим формулам:

$$\lambda_{нос} = \frac{l_{нос}}{d_{э.ф}}, \quad \lambda_{ц} = \frac{l_{ц}}{d_{э.ф}}, \quad \lambda_{хв} = \frac{l_{хв}}{d_{э.ф}}. \quad (29)$$

Нетрудно заметить, что поскольку $l_\phi = l_{нос} + l_{ц} + l_{хв}$, то:

$$\lambda_\phi = \lambda_{нос} + \lambda_{ц} + \lambda_{хв}. \quad (30)$$

1.6.2. Системы координат

При аэродинамических расчетах и изучении динамики движения самолетов используются различные системы координат. Чаще всего используются связанная, скоростная, нормальная и траекторная системы координат.

Связанная система координат $0XYZ$ жестко связана с самолетом (отсюда ее название). Начало этой системы совпадает с центром масс самолета (см. рис. 18). Ось $0X$ лежит в базовой плоскости самолета, она направлена в сторону носовой части и, как правило, параллельна $СAX$. Эта ось называется продольной осью. Ось $0Y$ тоже лежит в базовой плоскости самолета, при этом она перпендикулярна оси $0X$ и направлена к верхней части самолета. Она называется нормальной осью. Ось $0Z$ пер-

пендикулярна базовой плоскости самолета и направлена в сторону правого полукрыла. Эта ось называется поперечной осью.

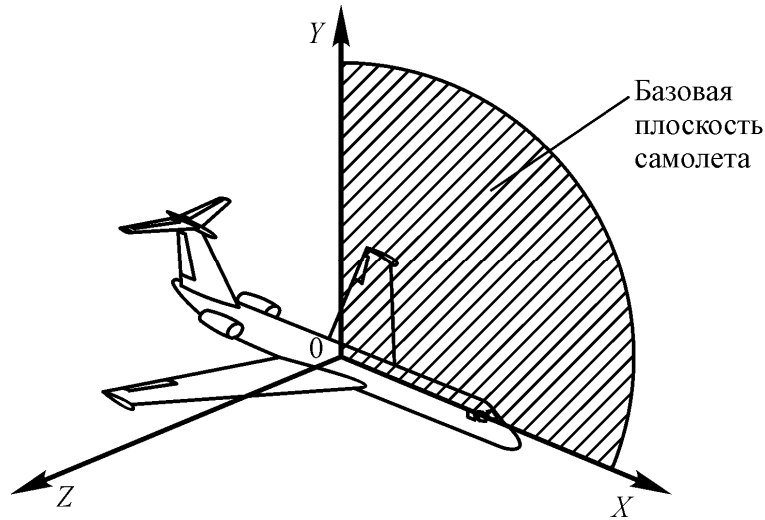


Рис. 18. Связанная система координат

Скоростная система координат $OX_aY_aZ_a$ связана с вектором скорости движения центра масс самолета относительно воздушной среды \vec{V} (см. рис. 19), ее начало также помещают в центре масс самолета. Ось OX_a в скоростной системе координат всегда совпадает с вектором скорости и называется скоростной осью. Ось OY_a перпендикулярна вектору скорости, лежит в базовой плоскости самолета и направлена к верхней части самолета. Она называется осью подъемной силы. Ось OZ_a проводят так, чтобы она дополняла оси OX_a и OY_a до правой системы координат. Эта ось называется боковой осью.

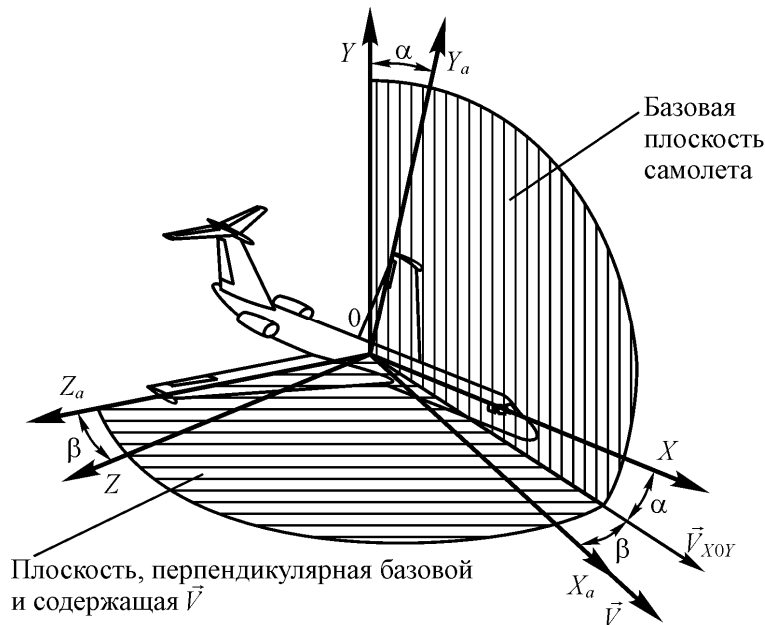


Рис. 19. Скоростная система координат

Для описания взаимного положения осей связанной и скоростной систем координат используются угол атаки и угол скольжения. Углом атаки α называется угол между осью OX связанной системы координат и проекцией вектора скорости \vec{V} на базовую плоскость самолета – \vec{V}_{XOY} . Углом скольжения β называется угол между вектором скорости \vec{V} и базовой плоскостью самолета. Легко заметить, что если скольжение отсутствует ($\beta = 0$), то определение угла атаки упрощается: угол α будет равен углу между продольной осью OX и вектором скорости \vec{V} .

Нормальная система координат $OX_gY_gZ_g$ используется для описания пространственного положения самолета относительно поверхности Земли. Начало координат этой системы совпадает с началом связанной системы координат (см. рис. 20). Ось OY_g всегда направлена вверх по местной вертикали, а направление осей OX_g и OZ_g выбирается в соответствии с решаемой задачей, при этом плоскость X_gOZ_g всегда расположена горизонтально. Угол между осью OX_g и проекцией оси OX на горизонтальную плоскость X_gOZ_g называется углом рыскания и обозначается ψ . Угол между продольной осью OX и горизонтальной плоскостью X_gOZ_g называется углом тангажа и обозначается φ . Угол между поперечной осью OZ и горизонтальной плоскостью X_gOZ_g называется углом крена и обозначается γ .

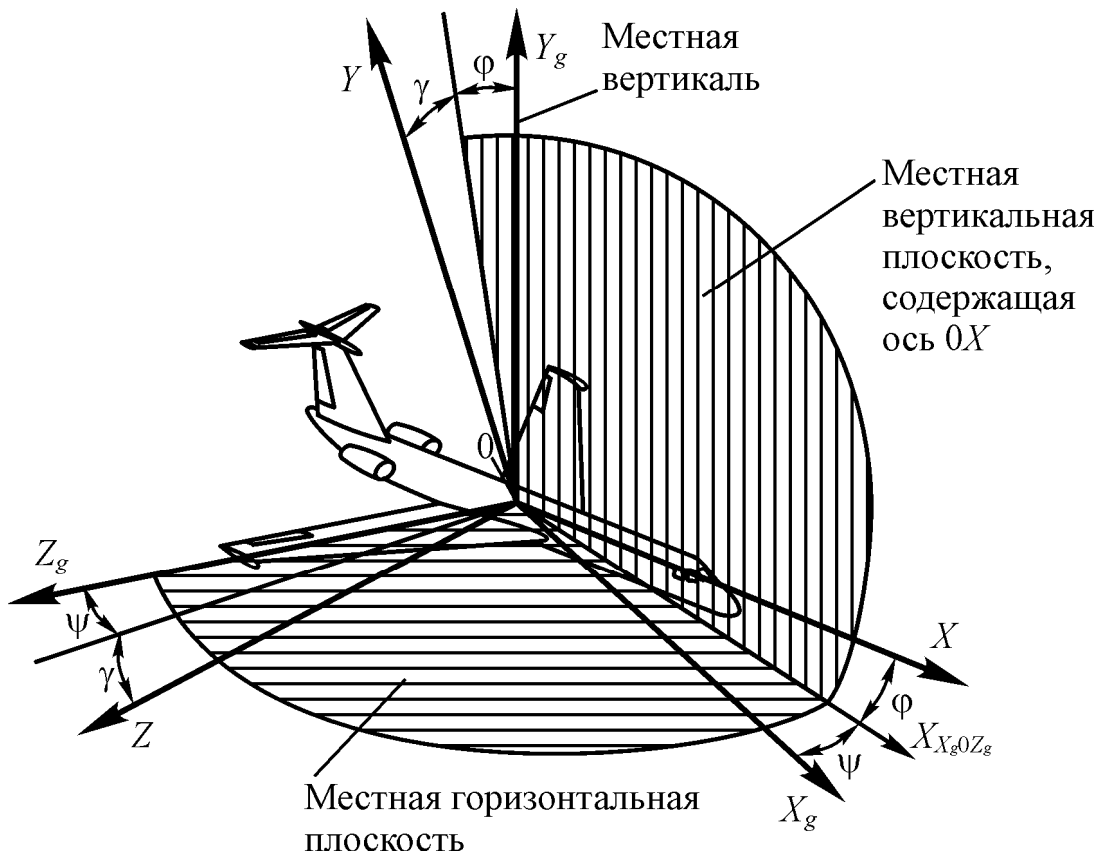


Рис. 20. Нормальная система координат

Траекторная система координат $0X_k Y_k Z_k$ используется главным образом в динамике полета для описания движения самолета относительно поверхности Земли. В общем случае скорость полета относительно воздушной среды может не совпадать со скоростью полета относительно Земли, т.к. в реальной атмосфере почти всегда имеется движение воздушных масс, проще говоря, ветер. Ветер оказывает воздействие на самолет, и суммарная скорость его движения относительно поверхности Земли \vec{V}_k (земная скорость) будет равна:

$$\vec{V}_k = \vec{V} + \vec{W}, \quad (31)$$

где \vec{V} – скорость самолета относительно воздушной среды;
 \vec{W} – скорость ветра относительно Земли.

Траекторная система координат связана с вектором земной скорости \vec{V}_k . Начало координат этой системы совпадает с началом связанной системы координат (см. рис. 21). Ось $0X_k$ совпадает с направлением вектора земной скорости \vec{V}_k . Ось $0Y_k$ размещается в вертикальной плоскости, проходящей через ось $0X_k$, и направлена вверх от Земли. Ось $0Z_k$ образует правую систему координат. Траекторная система координат может быть получена из нормальной путем поворота последней на угол пути ξ и угол наклона траектории θ .

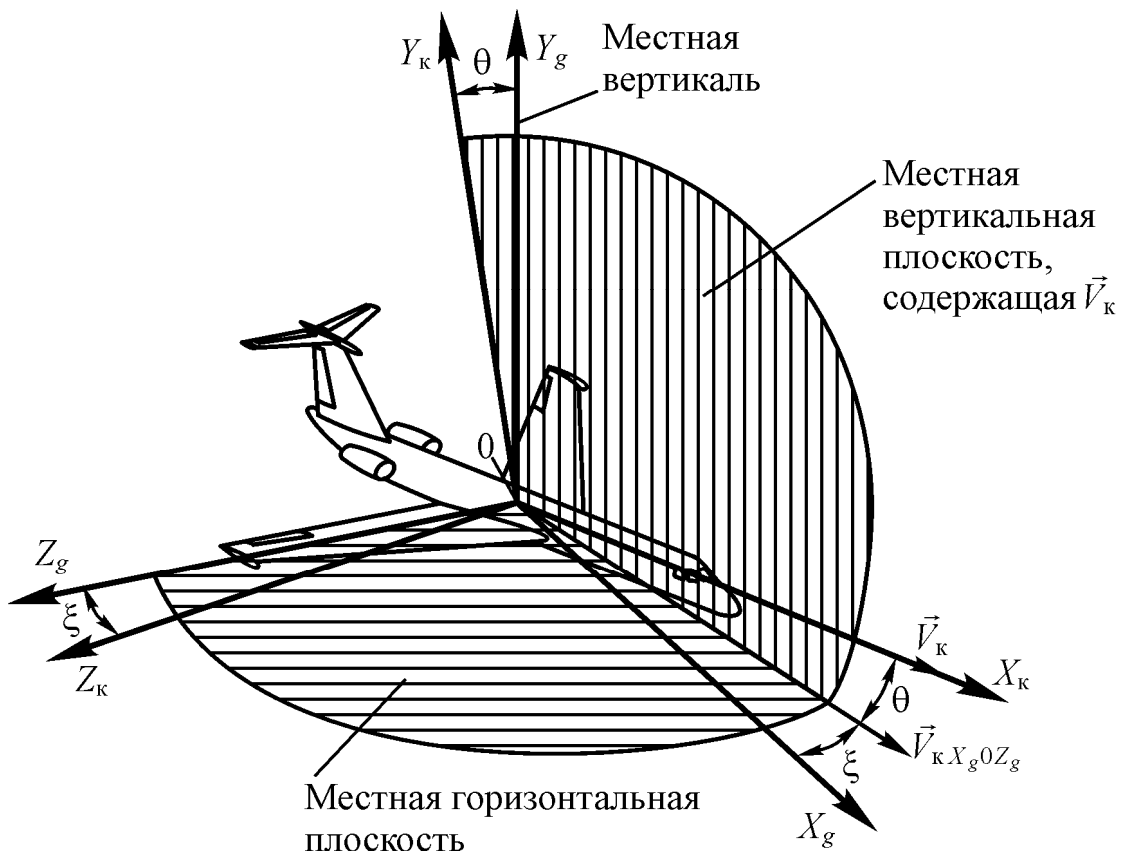


Рис. 21. Траекторная система координат

Углом пути ξ называется угол между проекцией вектора \vec{V}_k на горизонтальную плоскость X_g0Z_g и осью $0X_g$. Угол наклона траектории и θ – это угол между вектором земной скорости \vec{V}_k и местной горизонтальной плоскостью X_g0Z_g .

1.6.3. Аэродинамические силы и моменты, действующие на самолет

Механическое воздействие набегающего потока на самолет сводится к нагрузкам, непрерывно распределенным по его поверхности. Для удобства изучения эти распределенные нагрузки приводят к результирующей силе, приложенной в центре масс самолета, которая называется аэродинамической силой и обозначается \vec{R}_A (см. рис. 22), а также моменту вокруг центра масс, который называется аэродинамическим моментом и обозначается \vec{M} .

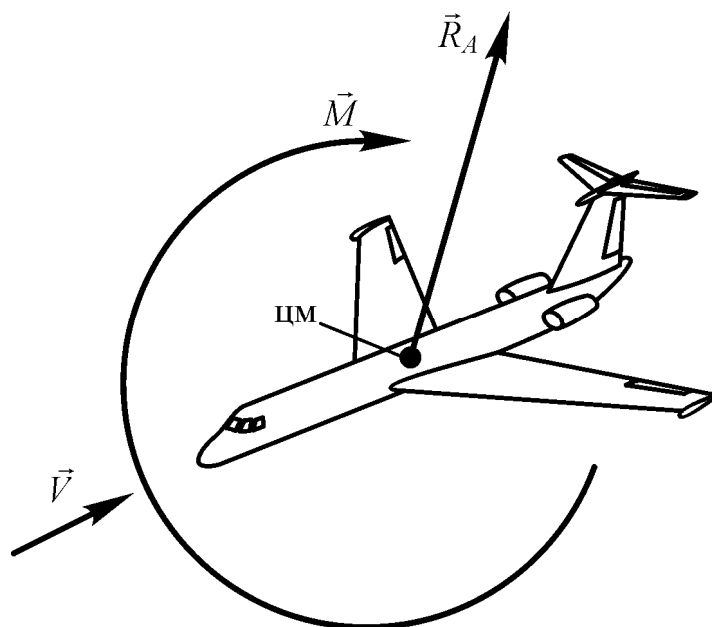


Рис. 22. Аэродинамическая сила и аэродинамический момент, действующие на самолет при его обтекании набегающим потоком

Теоретические и экспериментальные исследования показали, что величина аэродинамической силы прямопропорциональна скоростному напору набегающего потока $\frac{\rho V^2}{2}$ и характерной площади обтекаемого тела S :

$$R_A = C_R \frac{\rho V^2}{2} S, \quad (32)$$

где C_R – коэффициент пропорциональности, который носит название коэффициента аэродинамической силы.

Аэродинамический момент также прямопропорционален скоростному напору $\frac{\rho V^2}{2}$, характерной площади S и характерному линейному размеру обтекаемого тела l :

$$M = m \frac{\rho V^2}{2} S l, \quad (33)$$

где m – коэффициент пропорциональности, который называется коэффициентом аэродинамического момента.

За характерную площадь и характерный размер берутся соответственно площади и размеры тех частей самолета, которые вносят основную долю в создание рассчитываемой силы или момента.

Разложим аэродинамическую силу \vec{R}_A на составляющие по осям связанной и скоростной систем координат. В связанной системе координат эти проекции обозначаются и называются следующим образом:

\vec{X} – аэродинамическая продольная сила;

\vec{Y} – аэродинамическая нормальная сила;

\vec{Z} – аэродинамическая поперечная сила.

В скоростной системе координат:

\vec{X}_a – сила лобового сопротивления;

\vec{Y}_a – аэродинамическая подъемная сила;

\vec{Z}_a – аэродинамическая боковая сила.

На рис. 23 показаны проекции аэродинамической силы \vec{R}_A на оси связанной и скоростной систем координат при отсутствии скольжения.

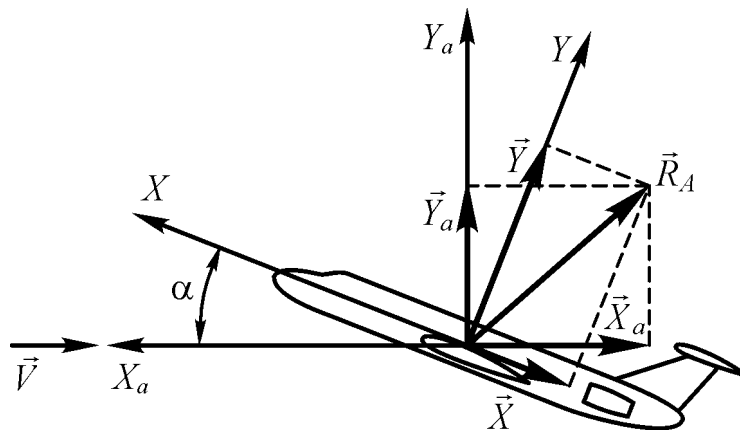


Рис. 23. Разложение аэродинамической силы по осям связанной и скоростной систем координат при $\beta = 0$

В дальнейшем мы будем иметь дело в основном с проекциями аэродинамической силы на оси скоростной системы координат. Воспользовавшись формулой (32), запишем выражения для этих проекций. При этом в качестве

характерной будем брать характерную площадь того элемента, который играет основную роль в создании данной силы.

Так, сила лобового сопротивления самолета складывается из сил лобового сопротивления фюзеляжа, крыла, оперения и других частей самолета. За характерную площадь можно принять площадь миделевого сечения фюзеляжа $S_{м.ф}$:

$$X_a = C_{xa} \frac{\rho V^2}{2} S_{м.ф}, \quad (34)$$

где C_{xa} – коэффициент лобового сопротивления.

В создании подъемной силы самолета основную роль играет крыло, поэтому в качестве характерной берется площадь крыла $S_{кр}$:

$$Y_a = C_{ya} \frac{\rho V^2}{2} S_{кр}, \quad (35)$$

где C_{ya} – коэффициент подъемной силы.

Аэродинамическая боковая сила в основном определяется вертикальным оперением и фюзеляжем, значительно меньший вклад в создание этой силы вносят крыло, горизонтальное оперение и другие части самолета. Поскольку вертикальное оперение является основным элементом при создании боковой силы (оно для этого предназначено), то его площадь $S_{в.о}$ и принимают за характерную:

$$Z_a = C_{za} \frac{\rho V^2}{2} S_{в.о}, \quad (36)$$

где C_{za} – коэффициент боковой силы.

Так как аэродинамические моменты, действующие на самолет, рассчитываются в основном относительно связанных осей координат, найдем проекции момента \vec{M} на оси связанной системы координат (см. рис. 24).

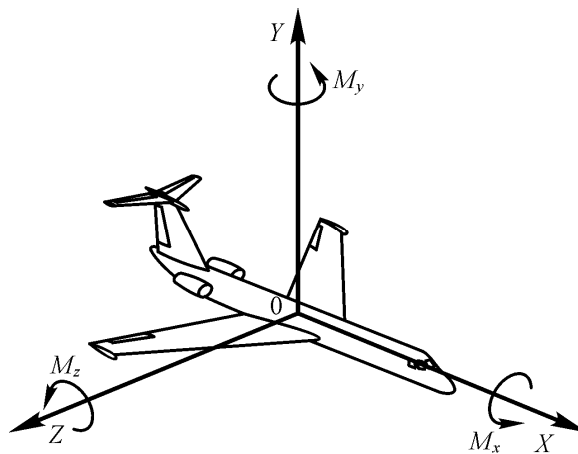


Рис. 24. Составляющие аэродинамического момента в связанной системе координат

Аэродинамический момент относительно оси OX называется м о м е н - т о м к р е н а . Он определяется в основном силами, действующими на крыло самолета и в меньшей степени – на вертикальное и горизонтальное оперения:

$$M_x = m_x \frac{\rho V^2}{2} S_{кр} l_{кр}, \quad (37)$$

где m_x – коэффициент момента крена.

Аэродинамический момент относительно оси OY называется м о м е н - т о м р ы с к а н и я . Он создается силами, действующими в основном на вертикальное оперение и фюзеляж. Этот момент вычисляется по следующей формуле:

$$M_y = m_y \frac{\rho V^2}{2} S_{в.о} L_{в.о}, \quad (38)$$

где m_y – коэффициент момента рыскания;

$L_{в.о}$ – плечо вертикального оперения (расстояние от точки приложения аэродинамической силы, возникающей на вертикальном оперении, до центра масс самолета).

Аэродинамический момент относительно оси OZ называется м о м е н - т о м т а н г а ж а . Он создается силами, действующими на крыло, горизонтальное оперение и фюзеляж. Вертикальное оперение практически не участвует в создании момента тангажа. Момент тангажа вычисляют по формуле:

$$M_z = m_z \frac{\rho V^2}{2} S_{кр} b_A, \quad (39)$$

где m_z – коэффициент момента тангажа.

1.6.4. Подъемная сила

Рассмотрим обтекание двояковыпуклого симметричного профиля идеальным газом (см. рис. 25). Профиль считается симметричным, если он симметричен относительно хорды. Пусть он сначала установлен под углом атаки $\alpha = 0$. В данном случае угол атаки равен углу между вектором скорости набегающего потока \vec{V} и хордой профиля.

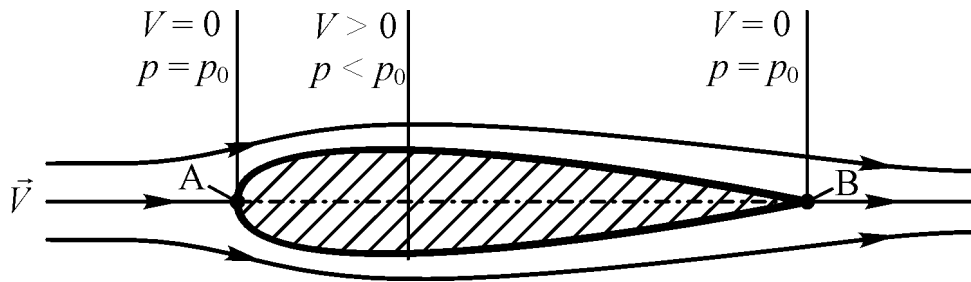


Рис. 25. Обтекание симметричного профиля при $\alpha = 0$
(без образования подъемной силы)

У носка профиля в передней критической точке A происходит полное торможение потока, статическое давление в этой точке максимально и равно полному давлению. Далее поток разделяется на два: один обтекает верхнюю поверхность профиля, другой – нижнюю. У задней кромки профиля потоки опять сливаются в задней критической точке B . В точке B так же, как и в точке A скорость потока равна 0, потому что здесь сходятся линии тока, идущие по верхней и нижней поверхностям профиля, а частица газа не может одновременно двигаться по двум направлениям. Следовательно, в точке B статическое давление так же, как и в точке A максимально и равно полному давлению. Но между точками A и B статическое давление отличается от полного давления. Это является следствием того, что в процессе движения от точки A к точке B площади поперечных сечений струек сначала уменьшаются, а потом растут. При этом в соответствии с уравнением неразрывности (10) скорость в струйках будет соответственно сначала расти, а затем падать. Из закона сохранения энергии в аэродинамике (см. уравнение Бернулли (16)) следует, что при увеличении скорости статическое давление уменьшается. Значит, от точки A до точки B на верхней и нижней поверхностях профиля будут располагаться зоны относительного разрежения. Поскольку мы рассматриваем симметричный профиль, то величины падения статического давления в этих зонах будут одинаковыми. Это значит, что в направлении, перпендикулярном вектору скорости набегающего потока, на профиль не будет действовать составляющая аэродинамической силы, названная выше подъемной.

Очевидно, что для того, чтобы получить подъемную силу нужно сделать профиль несимметричным или установить симметричный профиль под некоторым углом атаки $\alpha \neq 0$ (см. рис. 26).

Рассмотрим обтекание профиля потоком под углом атаки $\alpha > 0$. В этом случае струйка, обтекающая профиль сверху, будет иметь большее сужение,

чем струйка, обтекающая профиль снизу, а значит скорость в верхней струйке будет больше, чем в нижней ($V_B > V_H$). Это приведет к тому, что на верхней поверхности профиля статическое давление будет меньше, чем на нижней ($p_B < p_H$). Из-за этой разности образуется аэродинамическая подъемная сила, направленная вверх.

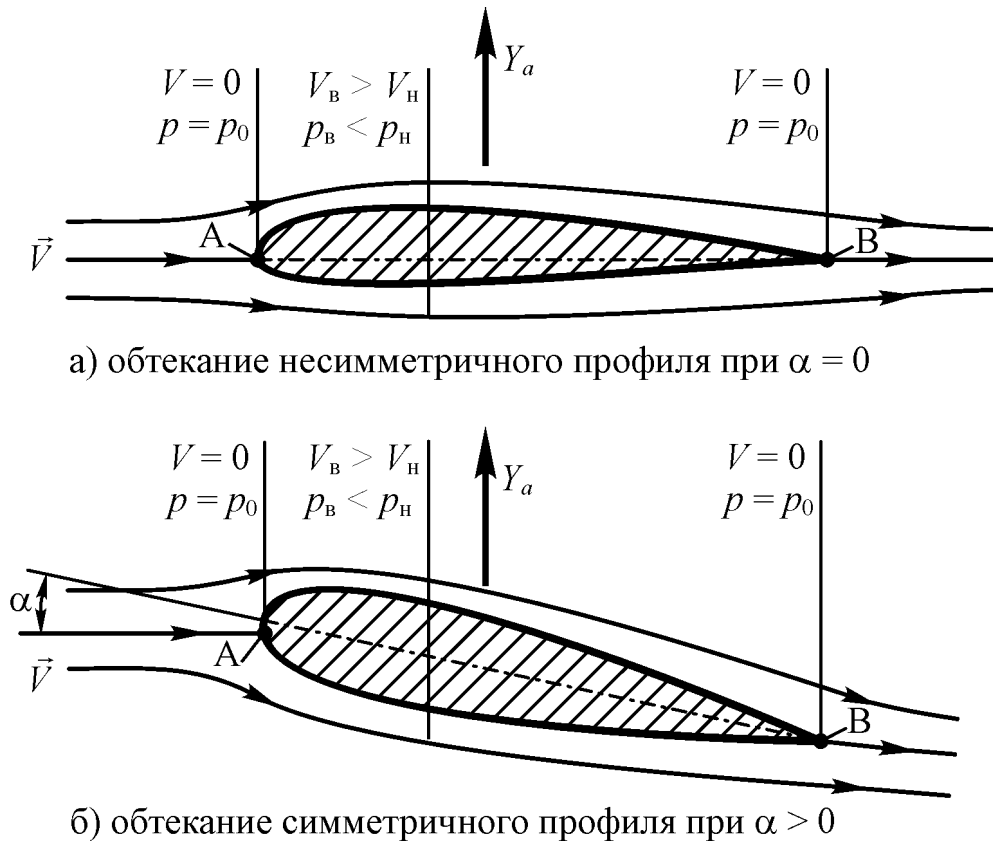


Рис. 26. Обтекание профилей с образованием подъемной силы

Естественно предположить, что чем больше угол атаки или вогнутость профиля, тем больше будет и подъемная сила. Рассмотрим вначале влияние угла атаки на подъемную силу симметричного профиля. В формуле подъемной силы (35) имеется коэффициент, который зависит от угла атаки – это коэффициент подъемной силы C_{ya} . График зависимости C_{ya} от α для симметричного и несимметричного профилей представлен на рис. 27, из которого видно, что при малых углах атаки коэффициент подъемной силы зависит от α линейно.

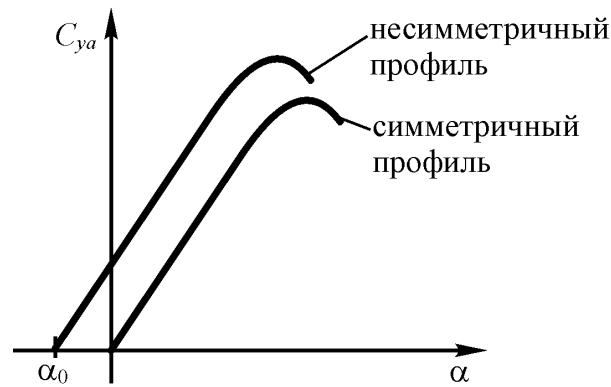


Рис. 27. Зависимость коэффициента подъемной силы от угла атаки

Если профиль имеет положительную относительную вогнутость, то кривая $C_{ya} = f(\alpha)$ смещается плоскопараллельно вверх. Угол атаки, при котором $C_{ya} = 0$ обозначается α_0 , в данном случае $\alpha_0 < 0$. Легко видеть, что при одном и том же угле атаки профиль, имеющий большую относительную вогнутость, будет иметь больший коэффициент подъемной силы.

На больших углах атаки нарушается плавное обтекание профиля. Это происходит из-за влияния вязкости на движение частиц в пограничном слое. В процессе движения вдоль верхней поверхности профиля частицы воздуха будут терять скорость. На каком-то этапе им не хватит кинетической энергии, чтобы двигаться дальше вдоль поверхности. В итоге на некотором участке верхней поверхности профиля произойдет отрыв пограничного слоя. Это явление приводит к нарушению линейности зависимости $C_{ya} = f(\alpha)$. При увеличении угла атаки зона отрыва также будет увеличиваться, но коэффициент подъемной силы C_{ya} при этом продолжает расти и достигает своего максимального значения $C_{ya \max}$. Угол атаки, который соответствует $C_{ya \max}$ называется критическим углом атаки $\alpha_{\text{кр}}$ (см. рис. 28). Величина критического угла атаки как правило не превышает 20° . При дальнейшем увеличении угла атаки отрыв потока достигнет интенсивности, при которой коэффициент подъемной силы будет резко падать.

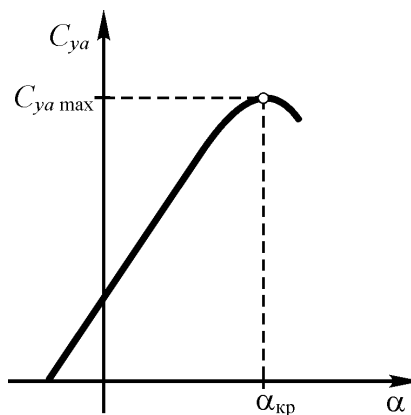


Рис. 28. Соответствие максимального значения коэффициента подъемной силы критическому углу атаки

1.6.5. Сила лобового сопротивления

Выше мы отметили, что сила лобового сопротивления складывается из сил, действующих на все части самолета, обтекаемые потоком. Но для упрощения и сокращения объема излагаемого материала рассмотрим только силу лобового сопротивления, возникающую на крыле самолета. Соответственно в качестве характерной площади будем использовать площадь крыла.

Сила лобового сопротивления крыла складывается из сил различной природы. В общем случае силу лобового сопротивления можно представить в виде следующей суммы:

$$X_a = X_{a\text{тр}} + X_{a\text{д}} + X_{a\text{i}} + X_{a\text{вл}} \quad (40)$$

где $X_{a\text{тр}}$ – сила сопротивления трения;

$X_{a\text{д}}$ – сила сопротивления давления;

$X_{a\text{i}}$ – сила индуктивного сопротивления;

$X_{a\text{вл}}$ – сила волнового сопротивления.

Сила сопротивления трения $X_{a\text{тр}}$ возникает из-за вязкости воздуха. Выше мы рассматривали это свойство воздуха и выяснили, что у поверхности обтекаемого тела образуется тонкий пограничный слой, в котором возникают касательные напряжения трения τ (см. формулу (3)). Из-за действия этих напряжений и возникает сила сопротивления трения.

Коэффициент сопротивления трения будет равен:

$$C_{xa\text{тр}} = \frac{X_{a\text{тр}}}{\frac{\rho V^2}{2} S_{\text{кр}}} \quad (41)$$

Сила сопротивления давления $X_{a\text{д}}$ возникает из-за разности давлений, действующих на носовую и хвостовую части обтекаемого тела. Здесь также играет роль вязкость. В процессе обтекания профиля крыла (см. рис. 29), толщина пограничного слоя δ постепенно нарастает от 0 (в передней критической точке A) до некоторого значения у задней кромки крыла. В результате задняя критическая точка B не реализуется, т.е. скорость потока на задней кромке не равна 0, как это имеет место быть в случае идеального газа. Вследствие этого статическое давление здесь будет несколько меньше полного давления, т.е. давления в точке A . Таким образом, возникнет перепад давлений, действующих на носовую и хвостовую части профиля. Результа-

рующая сила будет направлена в сторону хвостовой части, а значит будет создавать сопротивление движению летательного аппарата.

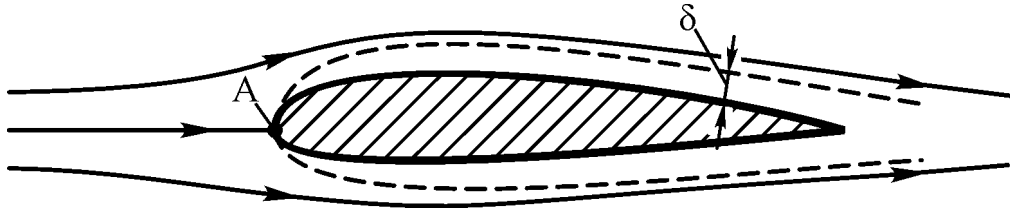


Рис. 29. Обтекание профиля крыла вязким газом

Коэффициент сопротивления давления будет равен:

$$C_{xад} = \frac{X_{ад}}{\frac{\rho V^2}{2} S_{кр}}. \quad (42)$$

Сила индуктивного сопротивления X_{ai} появляется, когда на крыле самолета возникает подъемная сила. Реальное крыло самолета имеет конечный размах. Поэтому при возникновении перепада давлений над крылом и под ним частицы воздуха из зоны повышенного давления под крылом перетекают через боковые кромки в зону пониженного давления над крылом (см. рис. 30). В результате возникают вихри, уносимые набегающим потоком. Помимо уменьшения подъемной силы эти вихри создают также дополнительное лобовое сопротивление, называемое индуктивным, т.е. индуцируемым подъемной силой.

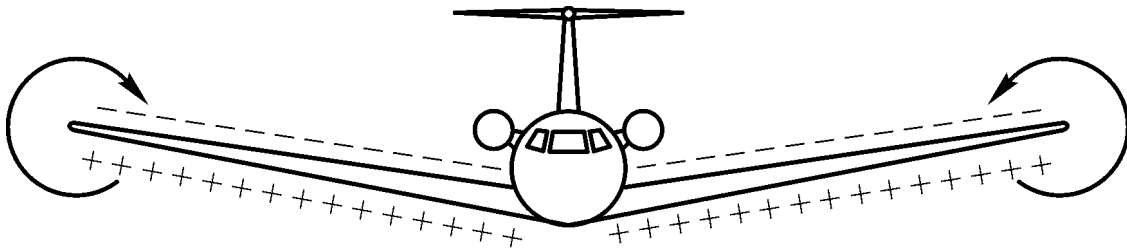


Рис. 30. Образование концевых вихрей на крыле конечного размаха

Понять природу возникновения силы индуктивного сопротивления можно, используя энергетический подход. Двигаясь вперед, крыло отдает воздуху часть своей кинетической энергии, совершая работу по закручиванию масс воздуха. Это эквивалентно воздействию на крыло некоторой силы, которая совершает равную по величине работу, создавая сопротивление движению крыла. Коэффициент индуктивного сопротивления в первом приближении можно оценить по формуле:

$$C_{xai} = \frac{1}{\pi\lambda} C_{ya}^2. \quad (43)$$

Сила волнового сопротивления $X_{a\text{вл}}$ возникает при полетах самолетов на околозвуковых и сверхзвуковых скоростях. В данном курсе мы не будем рассматривать физику образования силы волнового сопротивления. Приведем лишь формулу для расчета коэффициента силы волнового сопротивления:

$$C_{xa\text{вл}} = \frac{X_{a\text{вл}}}{\frac{\rho V^2}{2} S_{\text{кр}}} \quad (44)$$

Перепишем формулу (40), перейдя к коэффициентам сил и приняв при этом, что полеты происходят на дозвуковых скоростях, т.е. без образования силы волнового сопротивления:

$$C_{xa} = C_{xa\text{тр}} + C_{xa\text{д}} + C_{xai} \quad (45)$$

Сумма первых двух слагаемых называется коэффициентом профильного сопротивления и обозначается $C_{xa\text{пр}}$. Тогда выражение (45), учитывая формулу для коэффициента индуктивного сопротивления (43), можно записать в виде:

$$C_{xa} = C_{xa\text{пр}} + \frac{1}{\pi\lambda} C_{ya}^2 \quad (46)$$

Коэффициенты профильного и индуктивного сопротивления зависят от угла атаки (последний в гораздо большей степени). Поэтому и коэффициент силы лобового сопротивления также зависит от угла атаки. График зависимости $C_{xa} = f(\alpha)$ для симметричного и несимметричного профилей показан на рис. 31.

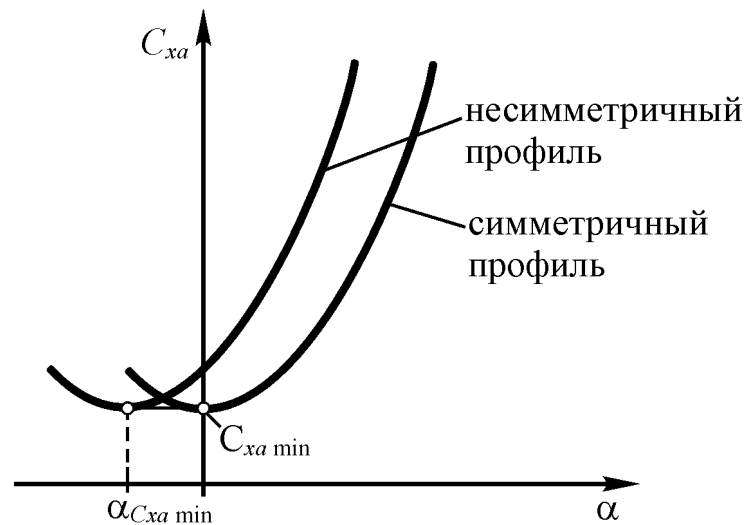


Рис. 31. Зависимость коэффициента силы лобового сопротивления от угла атаки

Угол атаки, при котором коэффициент силы лобового сопротивления минимален, обозначается $\alpha_{C_{xa} \min}$.

1.6.6. Аэродинамическое качество. Поляра

Аэродинамическим качеством называется отношение аэродинамической подъемной силы к силе лобового сопротивления или отношение соответствующих коэффициентов:

$$K = \frac{Y_a}{X_a} = \frac{C_{ya}}{C_{xa}}. \quad (47)$$

Аэродинамическое качество является одной из важнейших характеристик, отражающих техническое совершенство самолета. Например, от аэродинамического качества в значительной степени зависит дальность полета. Ясно, поэтому, что при создании самолета, задаваясь величиной подъемной силы, стремятся уменьшить лобовое сопротивление, чтобы увеличить качество.

Из формулы (46) видно, что существует взаимосвязь между коэффициентами C_{ya} и C_{xa} . Эта зависимость называется *п о л я р о й*. На рис. 32 приведен график этой зависимости.

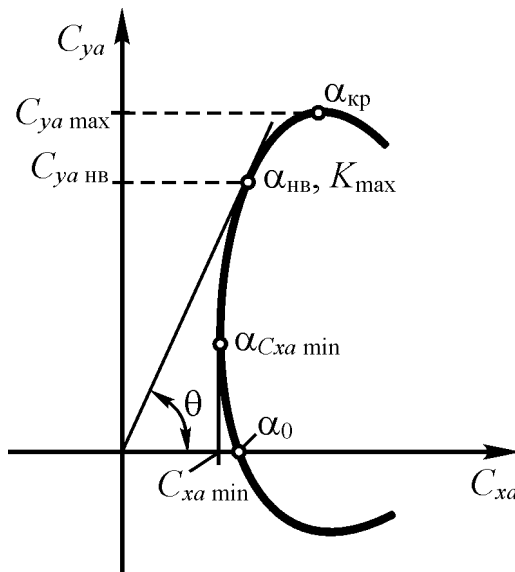


Рис. 32. Поляра крыла

Попытаемся найти такое сочетание значений C_{ya} и C_{xa} , при котором аэродинамическое качество будет максимальным. Это легко сделать графически, проведя касательную к поляре из начала координат. Тангенс угла наклона касательной будет равен максимальному значению аэродинамического качества: $\operatorname{tg}\theta = K_{\max}$. Коэффициент подъемной силы и угол атаки, соответствующие K_{\max} , называются *наивыгоднейшими* и отмечаются индексом «нв»: $C_{ya \text{ нв}}$, $\alpha_{\text{нв}}$.

1.6.7. Аэродинамическая интерференция

Практика показывает, что сумма аэродинамических сил, действующих на изолированные части самолета, не равна аэродинамическим силам, действующим на самолет в целом. Это происходит из-за взаимного влияния частей самолета друг на друга в процессе обтекания их набегающим потоком воздуха. Такое явление называется аэродинамической интерференцией.

Интерференция возникает как между частями самолета, находящимися в непосредственном соприкосновении (например, крыло и фюзеляж), так и между разнесенными в пространстве (например, крыло и оперение).

Физическая сущность аэродинамической интерференции заключается в том, что одна из частей самолета вносит в поток возмущения, вызывающие искривление линий тока, которые обтекают другую часть, что приводит к изменению ее аэродинамических коэффициентов. Причем, как правило, это влияние является взаимным, т.е. части самолета испытывают влияние друг друга.

Влияние аэродинамической интерференции на характеристики самолета может быть как положительным, так и отрицательным. Поэтому при создании самолета стремятся снизить отрицательное влияние интерференции и развить положительное.

1.6.8. Аэродинамические рули и механизация крыла самолета

В процессе полета самолета должно обеспечиваться управление его пространственным положением. Для этой цели чаще всего используются аэродинамические рули. Рулями называются подвижные устройства, обтекаемые воздухом, предназначенные для изменения геометрических характеристик частей самолета с целью обеспечения его управления.

На самолетах нормальной схемы рули располагаются на оперении и крыле. Оперение самолета делится на вертикальное и горизонтальное. На дозвуковых самолетах оперение состоит из неподвижных частей и рулей. Неподвижная часть вертикального оперения называется килем, подвижная – рулем направления (см. рис. 33). Руль направления обеспечивает управление самолетом по углу рыскания (вокруг нормальной оси связанной системы координат). Неподвижная часть горизонтального оперения называется стабилизатором, а подвижная – рулем высоты. Руль высоты

обеспечивает управление самолетом по углу тангажа (вокруг поперечной оси).

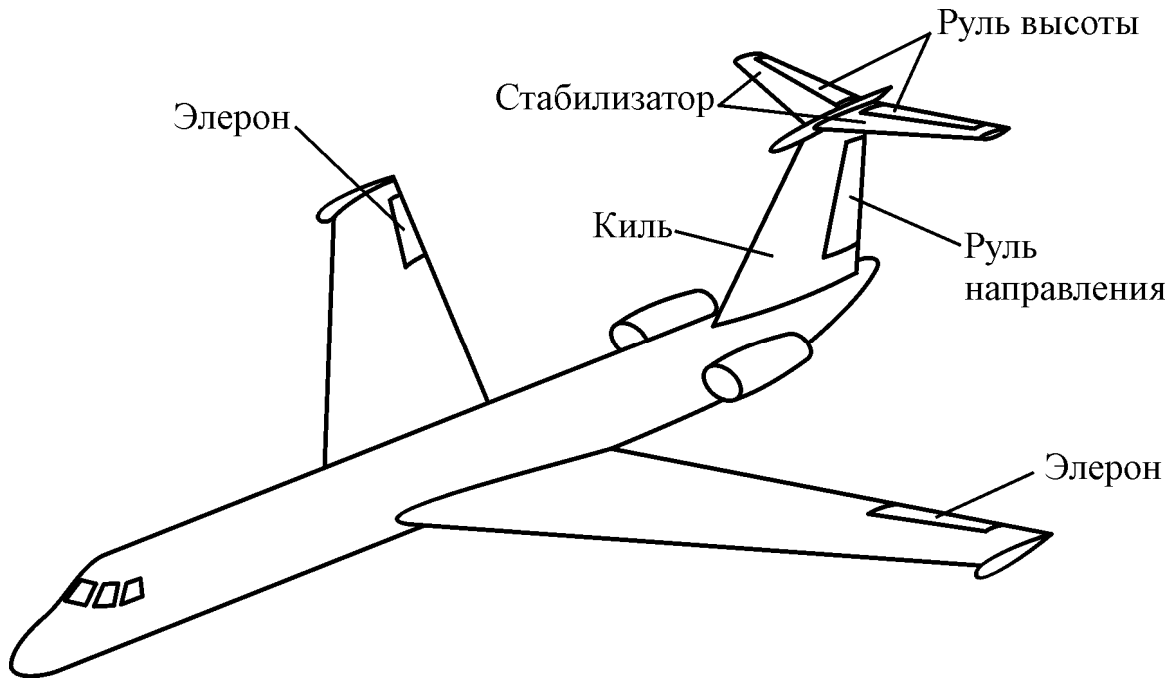


Рис. 33. Расположение аэродинамических рулей на самолете

Для управления самолетом по углу крена (вокруг продольной оси) используются рули, носящие специфическое название – э л е р о н ы . Эти рулевые поверхности располагаются на концевых частях крыла. Особенность элеронов состоит в том, что они всегда работают в паре, но отклоняются в противоположные стороны. Если левый элерон отклоняется вниз, то правый отклоняется вверх, и наоборот.

Принцип действия рулей состоит в том, что, отклоняясь, они изменяют кривизну средней линии профиля, т.е. вогнутость профиля (см. рис. 34), вследствие чего происходит изменение аэродинамических сил, действующих на крыло или оперение (в зависимости от того, где эти рули расположены). Это, в свою очередь, вызывает изменение действующих на самолет моментов, что приводит к повороту самолета вокруг той или иной оси.

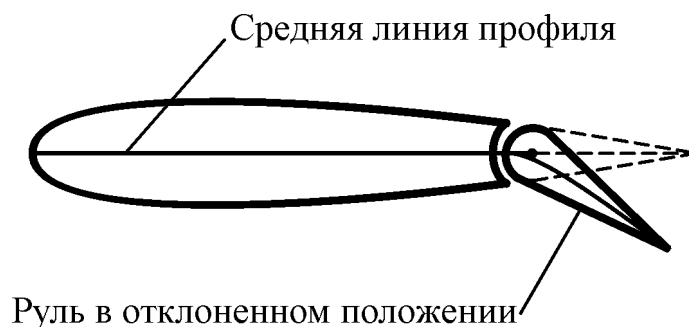


Рис. 34. Изменение кривизны профиля с помощью аэродинамического руля

Так, например, если на левом полукрыле отклонить элерон вверх, а на правом соответственно вниз (см. рис. 35), то на левой половине крыла подъемная сила уменьшится, а на правой – увеличится. В результате возникнет момент вокруг продольной оси самолета ΔM_x , и самолет наклонится на левое полукрыло.

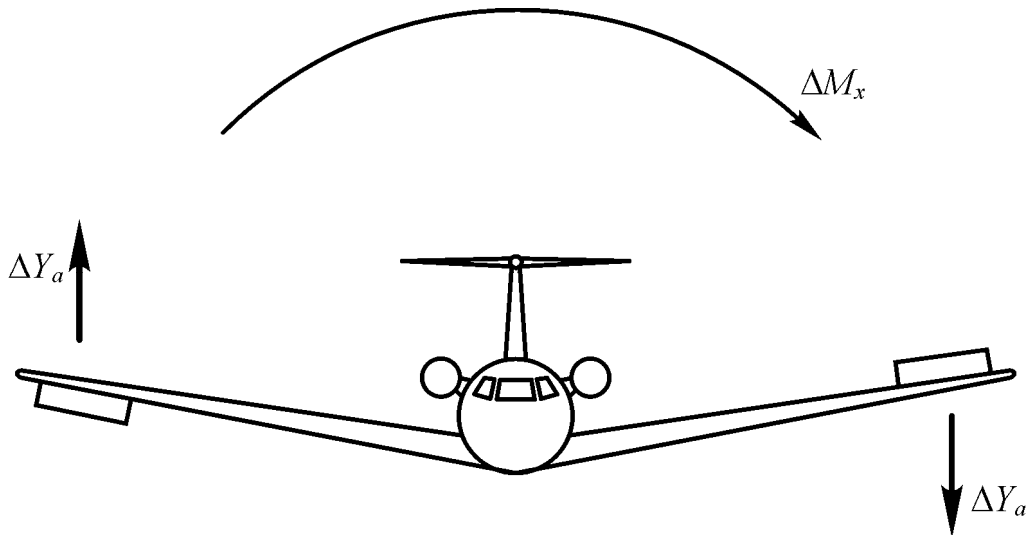


Рис. 35. Создание момента крена с помощью элеронов

Кроме рулей самолет имеет, как правило, еще целый ряд подвижных устройств, которые также предназначены для изменения его геометрических характеристик. У современных самолетов внешние формы крыльев ориентированы на достижение высоких крейсерских скоростей полета, это приводит к тому, что крылья на режимах взлета и посадки, когда скорости близки к минимальным, не создают достаточной подъемной силы. Чтобы устранить этот недостаток, применяют механизацию крыла.

Механизацией крыла называются устройства, предназначенные для изменения аэродинамических характеристик крыла с целью увеличения подъемной силы на режимах взлета и посадки.

Увеличение подъемной силы крыла при использовании механизации происходит в основном за счет увеличения коэффициента подъемной силы C_{ya} , а также за счет некоторого увеличения площади крыла $S_{кр}$.

Выше было показано, что чем больше вогнутость профиля, тем больше будет и коэффициент подъемной силы C_{ya} при том же угле атаки. Чтобы увеличить вогнутость профиля, применяется механизация задней кромки крыла (см. рис. 36).

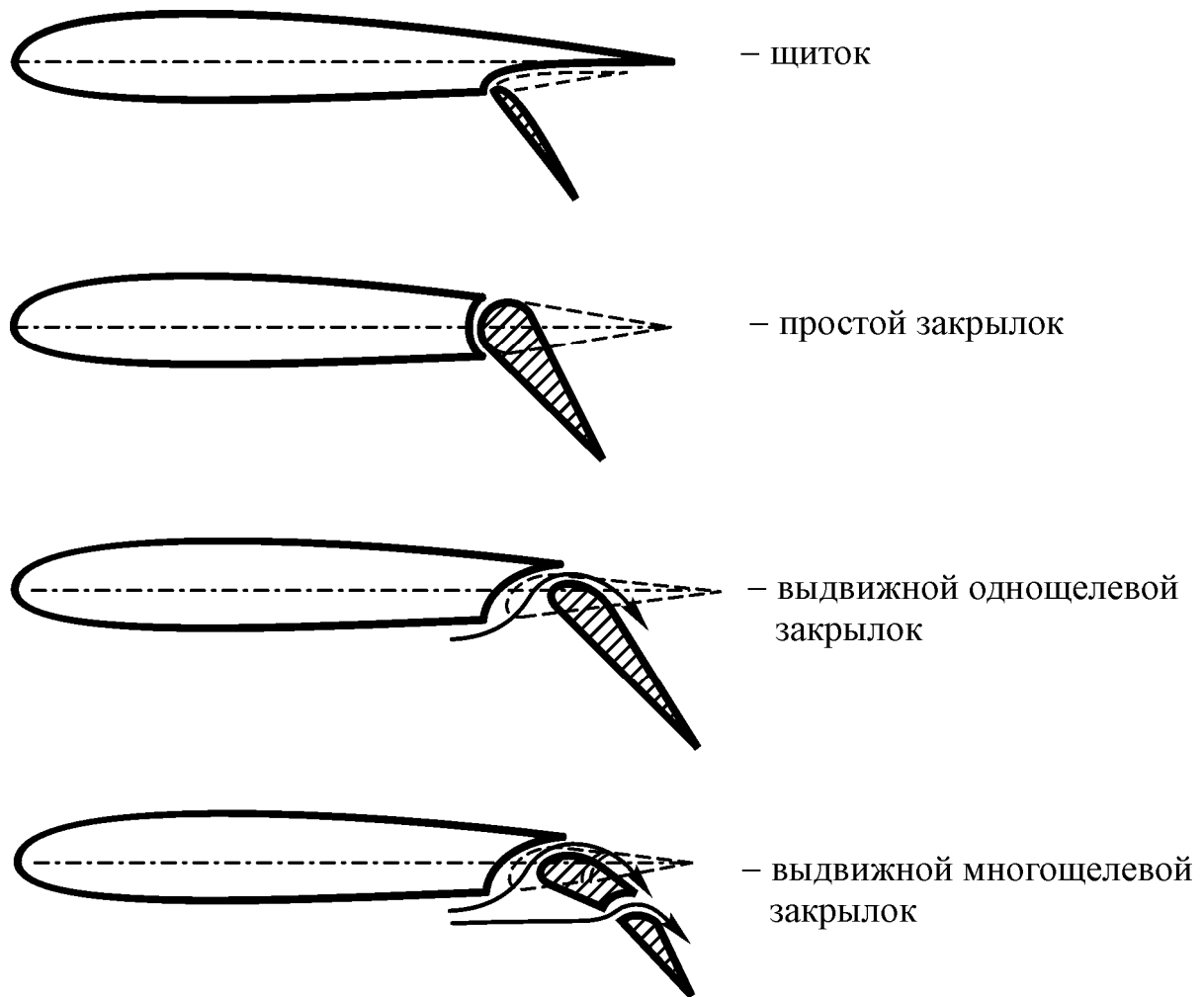


Рис. 36. Средства механизации задней кромки крыла

Простейшей механизацией задней кромки крыла является отклоняемый вниз щиток. Выдвижной щиток позволяет не только увеличить вогнутость профиля в выпущенном положении, но и увеличить площадь крыла. Простой закрылок также лишь увеличивает вогнутость профиля, а выдвижной, кроме того, позволяет увеличить площадь крыла. Чаще всего выдвижной закрылок делается щелевым. Щель создается для того, чтобы воздух с нижней поверхности крыла мог перетекать на верхнюю поверхность и ускорять поток, обдувающий закрылок сверху. Это делается для того, чтобы при больших углах отклонения закрылка не происходило отрыва пограничного слоя с его поверхности.

Механизация передней кромки (см. рис. 37) слабо влияет на вогнутость профиля, по крайней мере, этим влиянием можно пренебречь. Ее роль заключается в том, чтобы затянуть начало отрыва пограничного слоя на большие углы атаки. Это позволяет повысить максимальное значение C_{ya} за счет увеличения критического угла атаки. Щитки Крюгера и отклоняемые носки в выпущенном положении уменьшают пик разрежения в районе носовой части профиля, предотвращая тем самым отрыв потока в этом месте. Предкрылки, кроме того, имеют щель подобно той, что используется в щеле-

вых закрылках. Через эту щель воздух перетекает с нижней поверхности профиля на верхнюю, увеличивая при этом скорость потока, что повышает его устойчивость к отрыву.

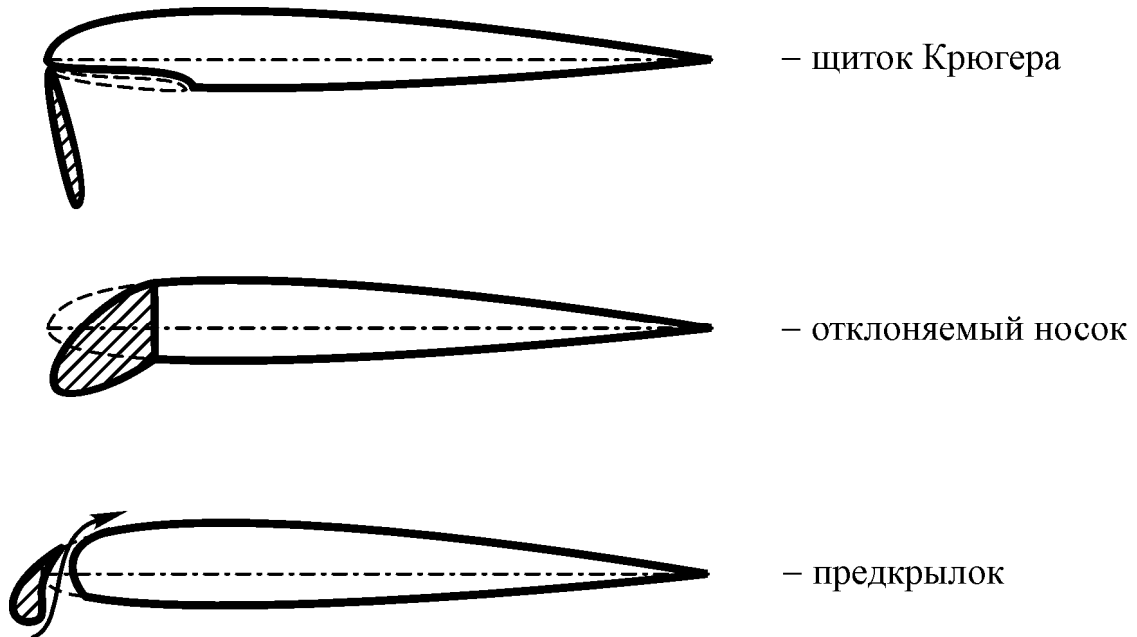


Рис. 37. Средства механизации передней кромки крыла

На рис. 38 показано влияние механизации на коэффициент подъемной силы крыла.

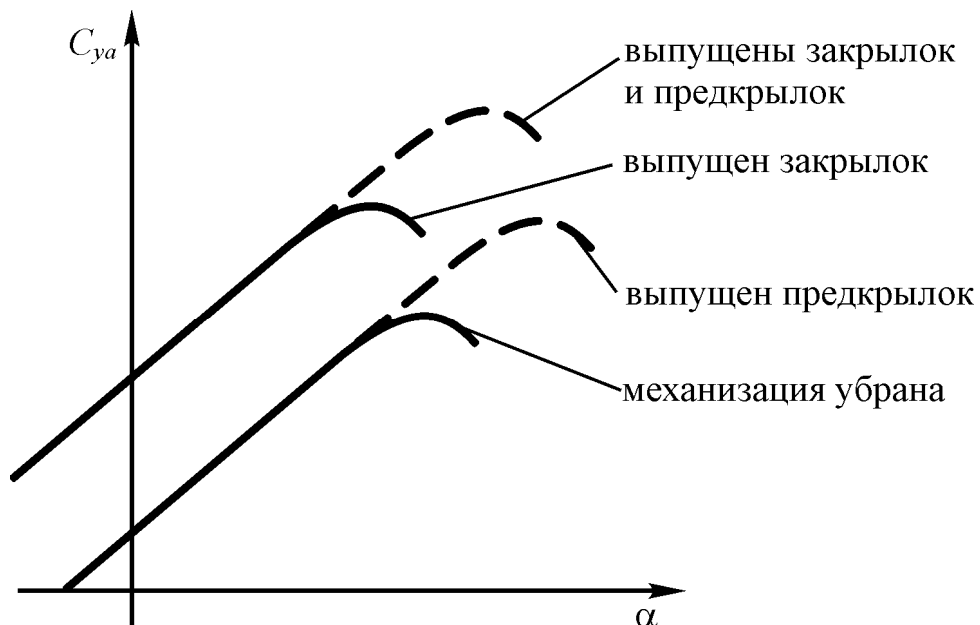


Рис. 38. Влияние механизации крыла на вид зависимости $C_{ya} = f(\alpha)$

Кроме использования описанной выше механизации крыла для улучшения взлетно-посадочных характеристик самолета используются различные энергетические методы. Они основаны на использовании энергии

основных или вспомогательных силовых установок. Здесь может использоваться сжатый воздух, отбираемый от компрессора, струя воздуха, выдуваемая из сопла реактивного двигателя, а также воздух, отбрасываемый воздушным винтом. Эти мероприятия позволяют привнести дополнительную энергию в поток, что затягивает отрыв пограничного слоя на больших углах атаки. При этом также растет скорость потока, обдувающего крыло, что непосредственно увеличивает подъемную силу.

2. Основы динамики полета летательных аппаратов

Динамика полета – это наука о движении ЛА. Различают движение центра масс ЛА (траекторное движение) и движение ЛА вокруг его центра масс. К первому виду движения относятся горизонтальный полет ЛА, набор высоты, снижение, взлет, посадка, вираж и др. В процессе же движения вокруг центра масс ЛА может накреняться нос, задирать или опускать нос, поворачиваться влево или вправо, иными словами, ЛА может вращаться вокруг центра масс. При этом ЛА должен сохранять устойчивость своего положения в пространстве и обладать управляемостью.

Рассмотрим сначала траекторное движение, а затем перейдем к устойчивости и управляемости.

2.1. Траекторное движение самолета

2.1.1. Уравнения движения центра масс самолета

Самолет движется в воздухе по действию аэродинамической силы \vec{R}_A , силы тяги двигателей \vec{P} и силы тяжести \vec{G} . С аэродинамической силой и ее проекциями на оси различных систем координат мы познакомились при изучении основ аэродинамики. Сила тяги создается силовой установкой самолета. Вектор \vec{P} обычно располагается в базовой плоскости самолета и образует некоторый угол с осью Ox связанной системы координат, но для простоты мы будем полагать, что этот угол равен нулю, а сам вектор \vec{P} приложен в центре масс.

Полет самолета можно условно разбить на несколько этапов: взлет, набор высоты, горизонтальный полет, снижение и посадка. Самолет также может совершать вираж и другие маневры. На некоторых этапах полета движение самолета может быть как установившимся, так и неустойчивым. При установившемся движении самолет летит с постоянной скоростью, при неизменных углах атаки, крена и скольжения. Ниже мы будем рассматривать только установившееся движение на этапах горизонтального полета, набора высоты и снижения.

Установившийся горизонтальный полет – это прямолинейный полет с постоянной скоростью на постоянной высоте (см. рис. 39).

Уравнения движения центра масс самолета запишутся в этом случае следующим образом:

$$\begin{cases} P \cos \alpha = X_a; \\ Y_a + P \sin \alpha = G. \end{cases} \quad (48)$$

Поскольку угол атаки α мал (при этом $\cos \alpha \approx 1$, а $\sin \alpha \approx 0$), то можно записать:

$$\begin{cases} P = X_a; \\ Y_a = G. \end{cases} \quad (49)$$

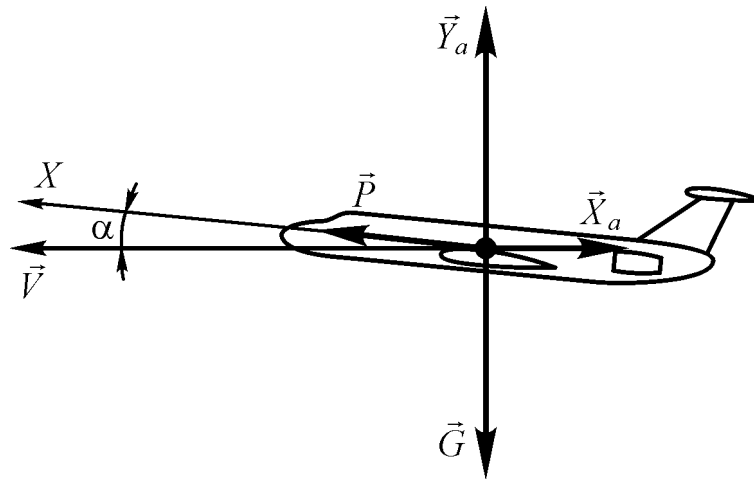


Рис. 39. Схема сил, действующих на самолет в установившемся горизонтальном полете

Если первое из этих равенств не будет выполняться, то скорость самолета будет либо увеличиваться, либо уменьшаться, т.е. не будет выполняться условие установившегося движения. Если же подъемная сила не равна силе тяжести, то самолет будет либо подниматься, либо снижаться, а это значит, что не будет выполняться условие горизонтального полета. Из этого равенства, зная формулу подъемной силы (35), можно получить величину скорости, необходимую для выполнения горизонтального полета $V_{г.п.}$.

Учитывая, что $G = mg$ (где m – масса самолета, а g – ускорение свободного падения), можно записать:

$$C_{ya} \frac{\rho V_{г.п.}^2}{2} S_{кр} = mg, \quad (50)$$

откуда:

$$V_{г.п.} = \sqrt{\frac{2mg}{C_{ya} \rho S_{кр}}} \quad (51)$$

Из этой формулы видно, что скорость горизонтального полета зависит от массы самолета, плотности воздуха ρ (которая зависит от высоты полета),

площади крыла $S_{кр}$ и коэффициента подъемной силы C_{ya} . Поскольку C_{ya} напрямую зависит от угла атаки α , то каждому значению скорости горизонтального полета будет соответствовать единственное значение угла атаки. Поэтому для обеспечения установившегося горизонтального полета с требуемой скоростью летчик задает определенную тягу двигателей и величину угла атаки.

Установившийся набор высоты – прямолинейное движение самолета вверх с постоянной скоростью. Схема сил, действующих на самолет при установившемся наборе высоты с углом наклона траектории θ , показана на рис. 40.

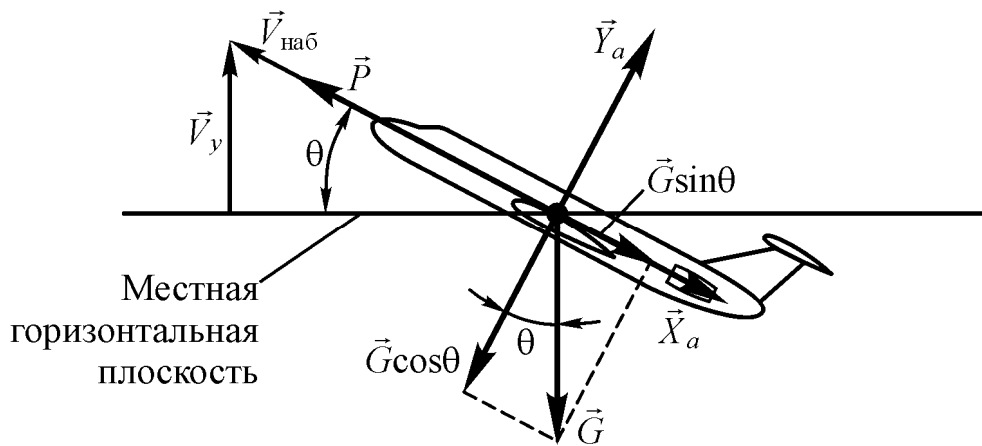


Рис. 40. Схема сил, действующих на самолет при установившемся наборе высоты (угол атаки принят малым и не показан)

В этом случае уравнения движения примут вид:

$$\begin{cases} P = X_a + G \sin \theta; \\ Y_a = G \cos \theta. \end{cases} \quad (52)$$

Необходимо отметить, что при наборе высоты тяга двигателей P уравновешивает не только силу лобового сопротивления X_a , как в горизонтальном полете, но и составляющую силы тяжести $G \sin \theta$. Подъемная сила Y_a при этом требуется меньшая, поскольку $G \cos \theta < G$.

Важной характеристикой самолета является его скороподъемность – вертикальная скорость набора высоты V_y . Из рис. 40 видно, что:

$$V_y = V_{наб} \sin \theta. \quad (53)$$

Установившееся снижение – прямолинейное движение самолета вниз с постоянной скоростью. На рис. 41 показана схема сил, действующих на самолет при снижении.

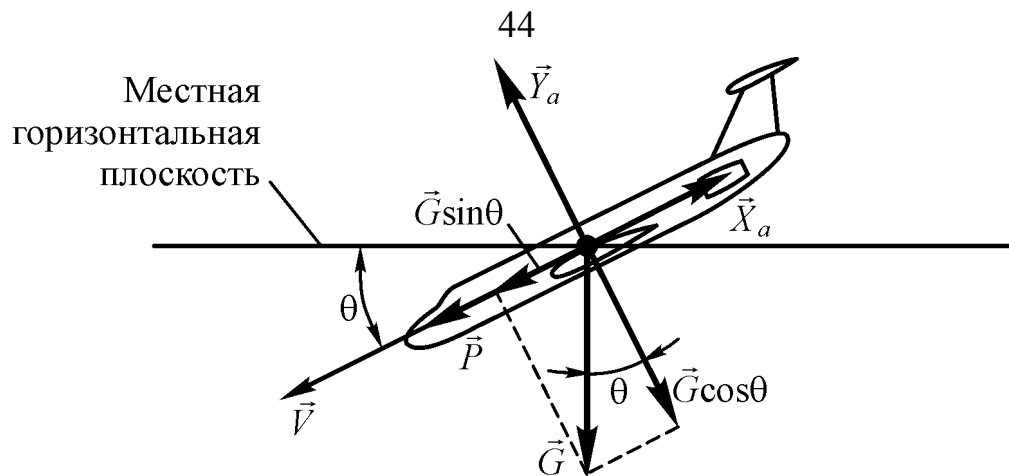


Рис. 41. Схема сил, действующих на самолет при установившемся снижении (угол атаки принят малым и не показан)

Уравнения движения для установившегося снижения имеют вид:

$$\begin{cases} P = X_a - G \sin \theta; \\ Y_a = G \cos \theta. \end{cases} \quad (54)$$

Если мы поделим первое уравнение системы (54) на второе, то получим:

$$\operatorname{tg} \theta = \frac{X_a - P}{Y_a}. \quad (55)$$

Из уравнения (55) видно, что установившееся снижение возможно только, если тяга меньше лобового сопротивления ($P < X_a$). Обычно снижение происходит при малых значениях тяги (при тяге малого газа), поэтому можно принять, что $P \approx 0$. Такой режим полета называется **п л а н и р о в а - н и е м**. В этом случае:

$$\operatorname{tg} \theta = \frac{X_a}{Y_a} = \frac{1}{K}. \quad (56)$$

Важной характеристикой является дальность планирования $L_{\text{пл}}$ с заданной высоты $H_{\text{пл}}$. Легко видеть, что:

$$\operatorname{tg} \theta = \frac{H_{\text{пл}}}{L_{\text{пл}}}, \quad (57)$$

откуда:

$$L_{\text{пл}} = \frac{H_{\text{пл}}}{\operatorname{tg} \theta} = H_{\text{пл}} K. \quad (58)$$

Из формулы (58) видно, что чем выше аэродинамическое качество самолета, тем больше будет дальность планирования.

2.1.2. Перегрузка

В авиации широко используется понятие перегрузки. Этим понятием удобно пользоваться как при решении задач динамики полета, так и при расчете самолета на прочность, а также в других случаях.

Перегрузкой называется сумма векторов всех сил, действующих на самолет, кроме силы тяжести, деленная на величину силы тяжести. В полете перегрузка равна:

$$\vec{n} = \frac{\vec{P} + \vec{R}_A}{mg}. \quad (59)$$

При посадке и движении по аэродрому в числитель дроби надо добавить силу реакции опоры.

Как видно из формулы (59) перегрузка – величина безразмерная. Однако иногда перегрузку ошибочно пытаются измерять величиной, представляющей собой произведение некоторого числа на ускорение свободного падения g , и говорят при этом, например: «Перегрузка равна $4g$ ». Это неправильно. Грамотно будет сказать: «Перегрузка равна 4».

Перегрузка – величина векторная, т.е. кроме непосредственно величины она имеет направление и может быть отрицательной или положительной в зависимости от ориентации ее вектора относительно осей координат. Проекция перегрузки на оси скоростной системы координат равны:

$$\begin{cases} n_{xa} = \frac{P \cos \alpha \cos \beta - X_a}{mg}; \\ n_{ya} = \frac{P \sin \alpha + Y_a}{mg}; \\ n_{za} = \frac{-P \cos \alpha \sin \beta + Z_a}{mg}. \end{cases} \quad (60)$$

Однако чаще пользуются проекциями перегрузки на оси связанной системы координат. При малых значениях углов атаки α и скольжения β можно считать, что:

$$\begin{cases} n_x = n_{xa}; \\ n_y = n_{ya}; \\ n_z = n_{za}. \end{cases} \quad (61)$$

Эти проекции носят следующие названия:

n_x – продольная перегрузка;

n_y – нормальная перегрузка;

n_z – поперечная перегрузка.

Легко определить из формул (60) и (61), что, например, в установившемся горизонтальном полете на малом угле атаки:

$$\begin{cases} n_x = 0; \\ n_y = 1; \\ n_z = 0. \end{cases} \quad (62)$$

2.1.3. Метод тяг Н.Е. Жуковского

При рассмотрении установившегося движения самолетов с турбореактивными двигателями для определения летно-технических характеристик самолета удобно пользоваться методом тяг, который разработал Н.Е. Жуковский. Метод тяг Жуковского основан на сравнении величин потребной и располагаемой тяг.

Потребной тягой $P_{\text{п}}$ называется тяга, необходимая для установившегося горизонтального полета на данной высоте с заданной скоростью. Она численно равна силе лобового сопротивления самолета:

$$P_{\text{п}} = X_a. \quad (63)$$

Располагаемая тяга $P_{\text{р}}$ — это максимально возможная суммарная тяга всех двигателей самолета на данной высоте и при данной скорости полета.

Сравнение потребной и располагаемой тяг удобно осуществлять, построив совмещенный график зависимостей $P_{\text{п}}$ и $P_{\text{р}}$ от скорости полета V для данной высоты полета и данной массы самолета (см. рис. 42). Такой график называется диаграммой потребных и располагаемых тяг. Рассмотрим характерные точки на этой диаграмме.

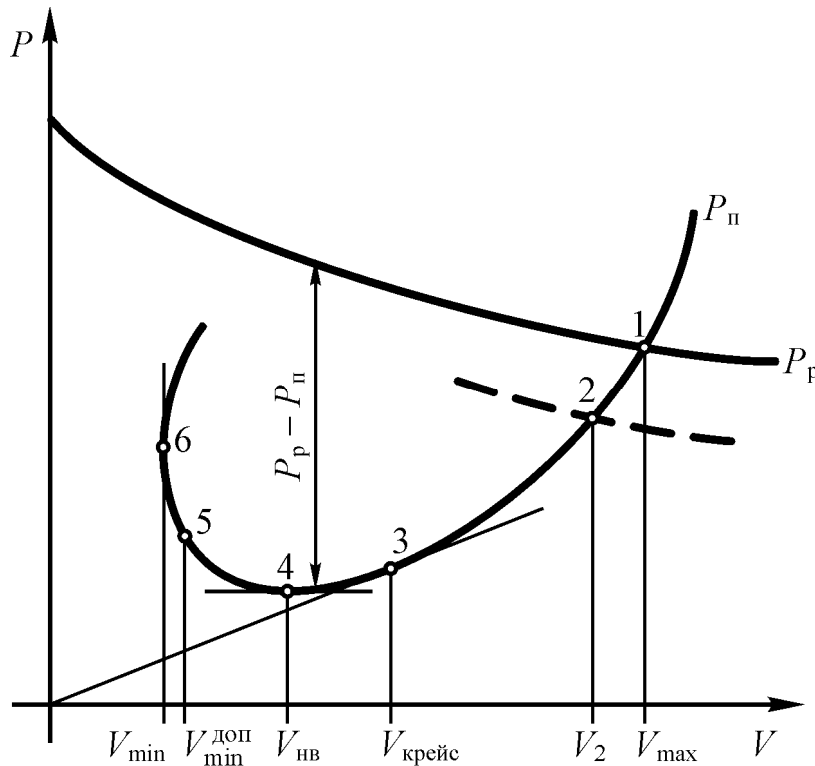


Рис. 42. Диаграмма потребных и располагаемых тяг

Точка «1», где пересекаются кривые потребных и располагаемых тяг, очевидно соответствует режиму максимально возможной скорости установившегося горизонтального полета V_{\max} , т.к. при большей скорости полета потребная тяга будет превышать располагаемую. Точки же, лежащие на кривой $P_{\Pi} = f(V)$ левее точки «1» (например, точка «2»), соответствуют установившемуся горизонтальному полету со скоростью, меньшей V_{\max} , в данном случае – со скоростью V_2 . Для осуществления такого режима полета необходимо несколько уменьшить тягу двигателя (см. кривую, выполненную штриховой линией) и увеличить коэффициент подъемной силы C_{ya} . Не вдаваясь в подробности отметим, что летчик имеет возможность в полете управлять тягой двигателя и подбирать угол атаки, обеспечивающий требуемый C_{ya} .

Характерной точкой, представляющей особый интерес, является точка «3», которая является точкой касания прямой, проведенной из начала координат к кривой потребных тяг $P_{\Pi} = f(V)$. Очевидно, что в данной точке отношение $\frac{P_{\Pi}}{V}$ будет минимальным. При выполнении этого условия, как это станет ясно в дальнейшем, обеспечивается максимальная дальность полета.

В точке «4» потребная тяга P_{Π} минимальна. Перепишем формулу (47) для условий установившегося горизонтального полета:

$$K = \frac{mg}{P_{\Pi}}. \quad (64)$$

Если P_{Π} – минимальна, то аэродинамическое качество K будет максимальным. В разделе, посвященном аэродинамическому качеству (см. п. 1.6.6), мы отметили, что коэффициент подъемной силы и угол атаки, соответствующие максимальному значению качества называются наивыгоднейшими. Отсюда и скорость, соответствующая минимальному значению потребной тяги, также называется наивыгоднейшей и может быть вычислена по формуле:

$$V_{\text{нв}} = \sqrt{\frac{2mg}{C_{ya \text{ нв}} \rho S_{\text{кр}}}}. \quad (65)$$

При дальнейшем уменьшении скорости для обеспечения установившегося горизонтального полета наряду с увеличением угла атаки необходимо увеличивать тягу двигателей, т.к. здесь начинает быстро расти индуктивное сопротивление, что приводит к общему увеличению потребной тяги.

Точка «б» соответствует минимальному значению скорости установившегося горизонтального полета V_{\min} . При этом значении скорости необходимо, чтобы самолет летел с максимальным значением коэффициента подъемной силы $C_{ya \text{ max}}$, т.е. на критическом угле атаки $\alpha_{\text{кр}}$. По соображениям безопасности полет на критическом угле атаки считается недопустимым, т.к. любая ошибка в пилотировании или вертикальный порыв ветра, приводящие к дальнейшему увеличению угла атаки, вызовут резкое уменьшение C_{ya} из-за отрыва потока на крыле, что приведет к сваливанию самолета. Поэтому на практике за минимально допустимую скорость полета $V_{\min}^{\text{доп}}$ принимают ско-

рость, несколько большую, чем V_{\min} (см. точку «5»). Коэффициент подъемной силы при этом берут несколько меньшим: $C_{ya \text{ доп}} \approx 0,8 \dots 0,85 C_{ya \text{ max}}$. Минимально допустимая скорость полета вычисляется по формуле:

$$V_{\min}^{\text{доп}} = \sqrt{\frac{2mg}{C_{ya \text{ доп}} \rho S_{\text{кр}}}}. \quad (66)$$

С помощью диаграммы потребных и располагаемых тяг можно легко определить максимальную скороподъемность $V_y \text{ max}$ на данной высоте и соответствующую ей скорость набора высоты $V_{\text{наб}}$.

Из уравнений движения при наборе высоты (52) вытекает, что:

$$\sin \theta = \frac{P - X_a}{G}, \quad (67)$$

или, что то же самое:

$$\sin \theta = \frac{P_p - P_n}{mg}. \quad (68)$$

Перепишем формулу для скороподъемности (53) с учетом (68):

$$V_y = V_{\text{наб}} \frac{P_p - P_n}{mg}. \quad (69)$$

Из формулы (69) видно, что скороподъемность зависит от избытка тяги ($P_p - P_n$). Очевидно, что максимальная скороподъемность будет при максимальном избытке тяги, т.е. когда разность ($P_p - P_n$) максимальна. Найти эту максимальную разность и соответствующую ей скорость набора высоты $V_{\text{наб}}$ можно графически (см. рис. 42), а затем по формуле (69) рассчитать максимальную скороподъемность $V_y \text{ max}$ на данной высоте.

С увеличением высоты полета располагаемая тяга падает, а минимальные значения потребной тяги не изменяются (см. рис. 43).

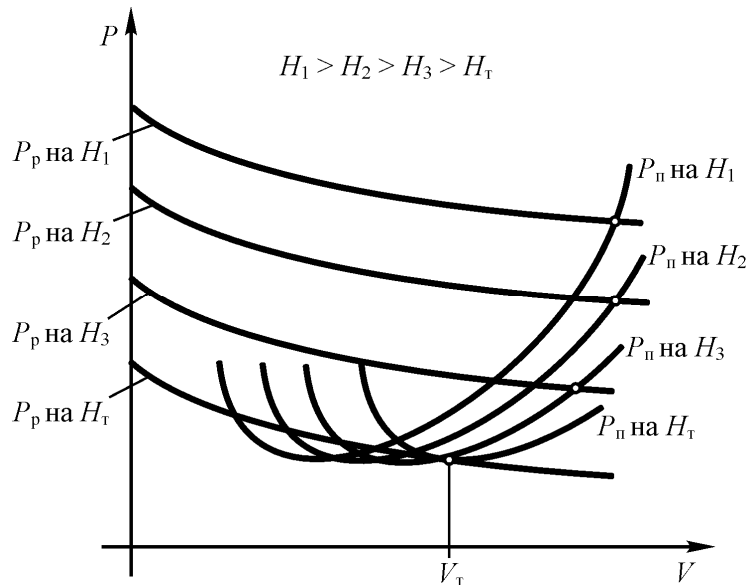


Рис. 43. Изменение потребной и располагаемой тяг в зависимости от высоты полета

Наступает такой момент, когда кривые потребных и располагаемых тяг имеют только одну точку пересечения (при этом $V_{y \max} = 0$). На этой высоте установившийся набор высоты невозможен, а установившийся горизонтальный полет возможен только на скорости V_T . Такая высота называется теоретическим потолком самолета. Однако достичь теоретического потолка самолет в установившемся наборе высоты практически не может, т.к. время набора высоты при этих условиях стремится к бесконечности. Поэтому вводится понятие практического потолка – высоты полета, при которой максимальная скороподъемность не меньше заданной. Для дозвуковых самолетов $V_{y \max} \geq 3 \dots 5$ м/с.

2.1.4. Дальность и продолжительность полета

Дальность и продолжительность полета – одни из важнейших летно-технических характеристик самолета. Дальность полета $L_{\text{п}}$ – это максимальное расстояние, которое может преодолеть самолет, израсходовав определенный запас топлива. Продолжительность полета $t_{\text{п}}$ – промежуток времени, затрачиваемый на достижение дальности полета.

Различают техническую и практическую дальность полета.

Технической дальностью называют максимальную дальность полета самолета в стандартных атмосферных условиях, без ветра при полной заправке самолета топливом и полной его выработке, за исключением невырабатываемого остатка. Наличие невырабатываемого остатка связано с тем, что не все заправленное в баки самолета топливо может быть выработано, что связано с конструктивными особенностями топливной системы. Обычно невырабатываемый остаток топлива составляет 1,5 % от массы заправляемого запаса топлива.

Техническая дальность является важным показателем предельных возможностей самолета. Однако завершение реального полета с пустыми баками является недопустимым по соображениям безопасности, т.к. любое непредвиденное отклонение от маршрута, наличие встречного ветра и т.п. могут привести к тому, что самолет не достигнет аэродрома назначения. Поэтому более реальным показателем является практическая дальность полета.

Практическая дальность – это максимальная дальность полета самолета в стандартных атмосферных условиях, без ветра при полной заправке самолета топливом и полной его выработке, за исключением невырабатываемого остатка, а также заданного заранее аэронавигационного запаса топлива.

Аэронавигационный запас топлива предназначен для компенсации возможных отклонений условий полета от расчетных, а также для ожидания в воздухе в районе аэродрома назначения или достижения запасного аэродрома в случае возникновения особых обстоятельств. Аэронавигационный запас топлива составляет, как правило, 10...15 % от массы заправляемого топлива.

Дальность полета $L_{\text{п}}$ складывается из следующих участков (см. рис. 44):

$L_{\text{наб}}$ – дальность набора высоты;

$L_{\text{крейс}}$ – дальность крейсерского полета;

$L_{\text{сн}}$ – дальность снижения.

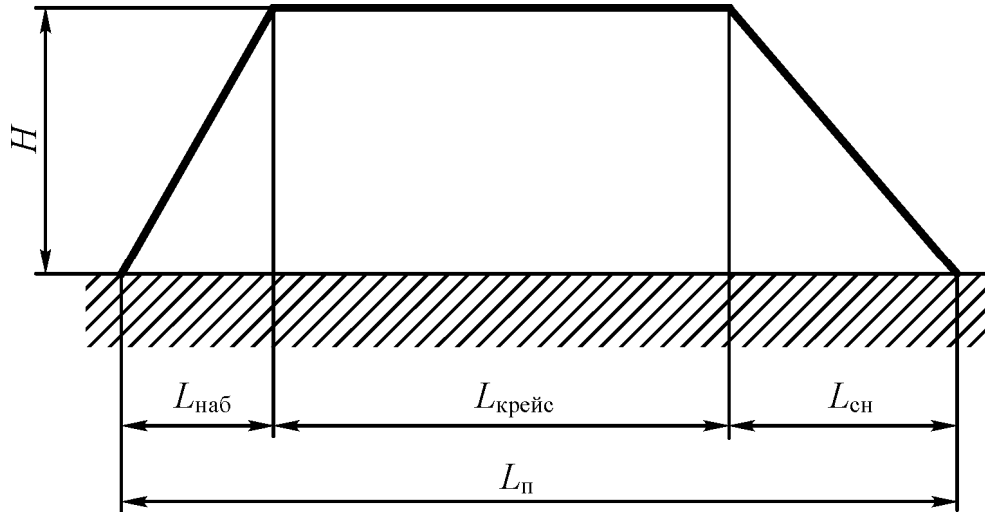


Рис. 44. Профиль траектории полета самолета

Крейсерский полет – это основной этап полета, на котором преодолевается большая часть расстояния (до 95 %) между аэродромами вылета и назначения. Крейсерский полет проходит, как правило, с постоянной скоростью на постоянной высоте (или в заданном диапазоне высот – эшелоне). В первом приближении его можно считать установившимся горизонтальным полетом.

При выборе высоты и скорости крейсерского полета стремятся к тому, чтобы минимизировать расход топлива. Различают часовой и километровый расходы топлива. Дальность полета $L_{\text{крейс}}$ вычисляют, используя километровый расход топлива, а продолжительность $t_{\text{крейс}}$ – используя часовой расход топлива:

$$L_{\text{крейс}} = \frac{m_{\text{т}}}{q_{\text{км}}}, \quad (70)$$

где $m_{\text{т}}$ – расходуемая масса топлива [кг];
 $q_{\text{км}}$ – километровый расход топлива [кг/км].

$$t_{\text{крейс}} = \frac{m_{\text{т}}}{q_{\text{ч}}}, \quad (71)$$

где $q_{\text{ч}}$ – часовой расход топлива [кг/ч].

Часовой расход топлива $q_{\text{ч}}$ – расход массы топлива за один час пути. Часовой расход топлива рассчитывается по формуле:

$$q_{\text{ч}} = c_{\text{уд}} P_{\text{п}}, \quad (72)$$

где $c_{уд}$ – удельный часовой расход топлива (расход массы топлива за один час пути на единицу тяги $\left[\frac{\text{кг}}{\text{Н} \cdot \text{ч}} \right]$).

Из формулы (72) видно, что наименьшим часовой расход $q_{ч \min}$ будет при минимальной потребной тяге $P_{п \min}$ (точка «4» на диаграмме потребных и располагаемых тяг (см. рис. 42)), т.е. на наивыгоднейшей скорости $V_{нв}$. Полет при этом согласно формуле (71) будет иметь максимальную продолжительность. Из формулы (64) вытекает, что $P_{п \min} = \frac{mg}{K_{\max}}$, поэтому :

$$q_{ч \min} = \frac{c_{уд} mg}{K_{\max}}. \quad (73)$$

Часовой расход топлива стремятся минимизировать, если основная задача полета связана не с транспортной операцией, а, например, с патрулированием, когда важна именно продолжительность полета. Если же выполняется перевозка грузов, то при этом важно обеспечить заданную дальность полета. Для этого стараются минимизировать километровой расход.

К и л о м е т р о в ы й р а с х о д т о п л и в а $q_{км}$ – расход массы топлива на один километр пути. Километровый расход топлива равен:

$$q_{км} = \frac{q_{ч}}{V} = \frac{c_{уд} P_{п}}{V}, \quad (74)$$

где V – скорость полета, которая имеет размерность [км/ч].

Из формулы (74) видно, что километровый расход топлива будет минимальным, когда минимально отношение $\frac{P_{п}}{V}$. Ранее при рассмотрении диаграммы потребных и располагаемых тяг (см. рис. 42) мы отметили характерную точку «3», в которой как раз выполняется это условие. Соответствующая этой точке скорость будет скоростью крейсерского полета $V_{крейс}$, обеспечивающего максимальную дальность на данной высоте полета при заданном запасе топлива.

Как километровый, так и часовой расходы топлива уменьшаются с увеличением высоты полета. Поэтому в качестве крейсерской высоты полета рекомендуется выбирать высоту практического потолка, если нет других ограничений (например, отсутствие герметичной кабины на самолете). Необходимо отметить, что в процессе полета по мере расходования топлива масса самолета уменьшается, в результате чего постепенно возрастает высота практического потолка. Если самолет будет постоянно лететь на высоте практического потолка, т.е. с небольшим набором высоты, то в этом случае дальность его полета будет больше, чем при горизонтальном полете. Такой способ выполнения крейсерского полета получил название **п о л е т а п о п о т о л к а м**.

2.2. Движение самолета вокруг центра масс

Чтобы заставить самолет двигаться по заданной траектории, летчик должен иметь возможность управлять величиной и направлением сил, действующих на самолет. На современных транспортных самолетах летчик может, выбирая режим работы двигателей, управлять величиной тяги, а также, используя рули, изменять ориентацию самолета относительно набегающего потока воздуха и поверхности Земли с целью обеспечения необходимой величины и направления аэродинамической силы, при этом он может использовать также механизацию крыла. Если в процессе полета обеспечивается требуемое значение сил и моментов, действующих на самолет, то такое движение самолета называется опорным. Установившимся опорным движением будет такое движение, при котором суммы сил и моментов, действующих на самолет, равны нулю, т.е. самолет находится в состоянии равновесия.

Однако реальное движение самолета отличается от опорного. На самолет в полете случайным образом воздействуют порывы ветра, пульсации тяги двигателей, неточные действия летчика и др. Чтобы упростить управление самолетом, необходимо обеспечить парирование случайных возмущений и возвращение самолета к опорному движению без участия летчика.

Если задача организации опорного движения связана с управляемостью самолета, то задача парирования возмущающих воздействий связана с его устойчивостью.

Устойчивость и управляемость самолета являются его важными свойствами, определяющими возможность и безопасность полета, требуемые усилия летчика при управлении самолетом, уровень комфорта экипажа и пассажиров в полете. Требования к характеристикам устойчивости и управляемости являются обязательными и нормируются для самолетов различных классов.

2.2.1. Управляемость самолета

Управляемостью самолета называется его способность изменять параметры опорного движения в ответ на целенаправленные действия летчика или автоматических устройств.

Самолет может поворачиваться вокруг любой из осей связанной системы координат, поэтому управляемость разделяют на:

продольную (по тангажу) – вокруг оси OZ ;

путевую (по рысканию) – вокруг оси OY ;

поперечную (по крену) – вокруг оси OX .

Как отмечалось выше (см. п. 1.6.8), для управления самолетом по тангажу, рысканию и крену используются аэродинамические рули (руль высоты, руль направления и элероны соответственно). Для обеспечения заданного опорного режима полета углы отклонения этих рулей подбираются таким образом, чтобы выполнялось следующее условие:

$$\begin{cases} M_x = 0; \\ M_y = 0; \\ M_z = 0. \end{cases} \quad (75)$$

Отклонения рулей, обеспечивающие выполнение условия (75), называются **б а л а н с и р о в о ч н ы м и**, т.е. обеспечивающими баланс моментов.

На современных самолетах пост управления самолетом организован таким образом, что для управления рулем высоты и элеронами используется ручка управления (или штурвал). А для управления рулем направления – педали. Для управления рулем высоты летчик отклоняет ручку управления самолетом (или штурвальную колонку) от себя или на себя, а для управления элеронами – влево или вправо (при использовании штурвального управления летчик поворачивает штурвал подобно рулевому колесу автомобиля).

В качестве примера рассмотрим продольную управляемость самолетом. На рис. 45 показана схема сил, действующих на самолет нормальной аэродинамической схемы. Из рисунка видно, что момент, возникающий от действия подъемной силы крыла $Y_{a\text{кр}}$, уравнивается моментом от подъемной силой горизонтального оперения $Y_{a\text{го}}$ (для простоты примем, что силы лобового сопротивления X_a и тяги двигателей P приложены в центре масс самолета и моментов не создают):

$$Y_{a\text{кр}}L_{\text{кр}} = Y_{a\text{го}}L_{\text{го}}, \quad (76)$$

где $L_{\text{кр}}$ и $L_{\text{го}}$ – расстояния от центра масс самолета до точек приложения подъемной силы крыла и горизонтального оперения соответственно.

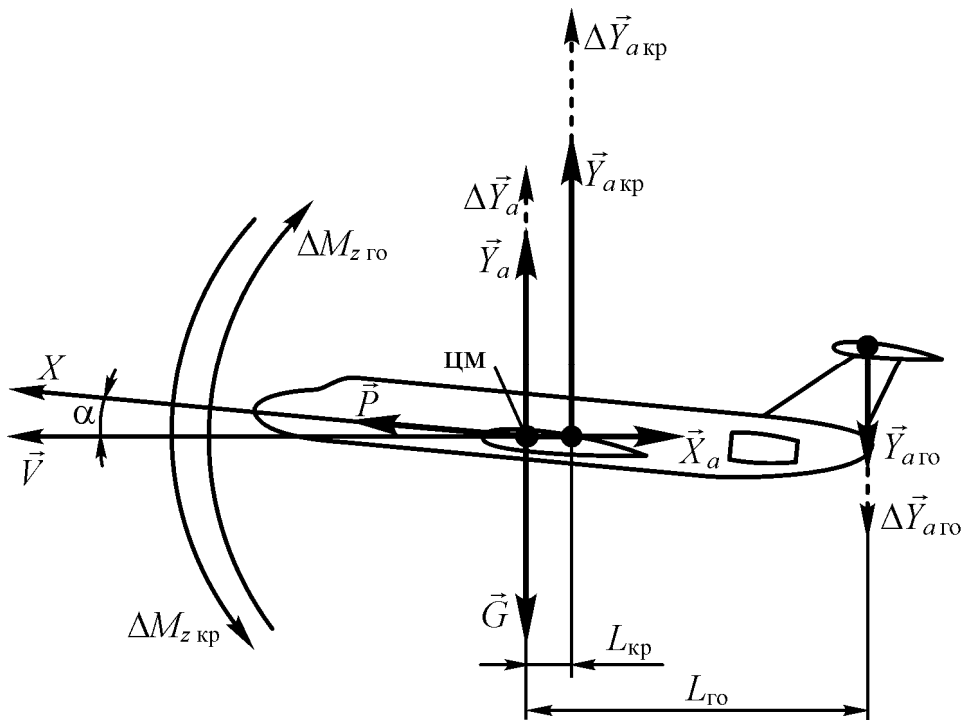


Рис. 45. Схема сил и моментов, действующих на самолет при обеспечении продольной управляемости

Кроме этого, равнодействующая подъемных сил крыла и горизонтального оперения $Y_a = Y_{a\text{кр}} - Y_{a\text{го}}$ уравнивается силой тяжести самолета G :

$$Y_a = G. \quad (77)$$

Для того чтобы самолет поднял нос вверх и увеличил угол атаки, летчик отклоняет ручку управления (или штурвальную колонку) на себя. Система управления передает это движение на руль высоты, и он в результате отклоняется вверх, изменяя вогнутость профиля и создавая на горизонтальном оперении приращение подъемной силы $\Delta Y_{a\text{го}}$, направленное вниз (см. рис. 45). Это приращение силы, в свою очередь, создает приращение момента тангажа $\Delta M_{z\text{го}} = \Delta Y_{a\text{го}} L_{\text{го}}$, заставляющего выйти самолет из состояния равновесия и начать вращение вокруг оси OZ . После достижения самолетом некоторого угла атаки произойдет увеличение подъемной силы крыла на величину $\Delta Y_{a\text{кр}}$. Это вызовет приращение момента тангажа $\Delta M_{z\text{кр}} = \Delta Y_{a\text{кр}} L_{\text{кр}}$, уравнивающее $\Delta M_{z\text{го}}$, т.е. $\Delta M_{z\text{кр}} = \Delta M_{z\text{го}}$. Таким образом, моменты относительно оси OZ вновь будут сбалансированы, но уже на новом угле атаки.

Если перед началом маневра опорное движение самолета было установившимся, т.е. не только сумма моментов, но и сумма сил была равна нулю, то теперь из-за разницы плеч ($L_{\text{кр}} < L_{\text{го}}$) приращение подъемной силы крыла будет больше приращения подъемной силы горизонтального оперения: $\Delta Y_{a\text{кр}} > \Delta Y_{a\text{го}}$, т.е. равнодействующая подъемных сил крыла и горизонтального оперения получит приращение ΔY_a . Это значит, что суммарная подъемная сила самолета не будет уравновешена силой тяжести ($Y_a + \Delta Y_a > G$), и самолет будет осуществлять ускоренное движение вверх с перегрузкой $n_y > 1$ по криволинейной траектории.

Таким образом, имеется четкая взаимосвязь между перемещением ручки управления самолетом x_b и возникающей перегрузкой n_y . Эта взаимосвязь характеризуется производной $\frac{dx_b}{dn_y}$, которая является одним из основных показателей управляемости самолета.

Для отклонения ручки управления самолетом летчику необходимо приложить усилие P_b . Оно будет тем больше, чем больше отклонение x_b . Это связано с тем, что с увеличением отклонения руля высоты δ_b возрастает шарнирный момент. Аэродинамическим шарнирным моментом $M_{\text{ш}}$ называется момент аэродинамической силы, действующей на руль, относительно оси вращения руля. Шарнирный момент, действующий на руль высоты, будет равен (см. рис. 46):

$$M_{\text{ш}} = Y_b l_{\text{ш}}, \quad (78)$$

где Y_b – аэродинамическая сила, действующая на руль высоты;

$l_{\text{ш}}$ – расстояние от оси вращения руля до точки приложения силы Y_b .

При отклонении руля шарнирный момент возрастает за счет увеличения аэродинамической силы, действующей на него.

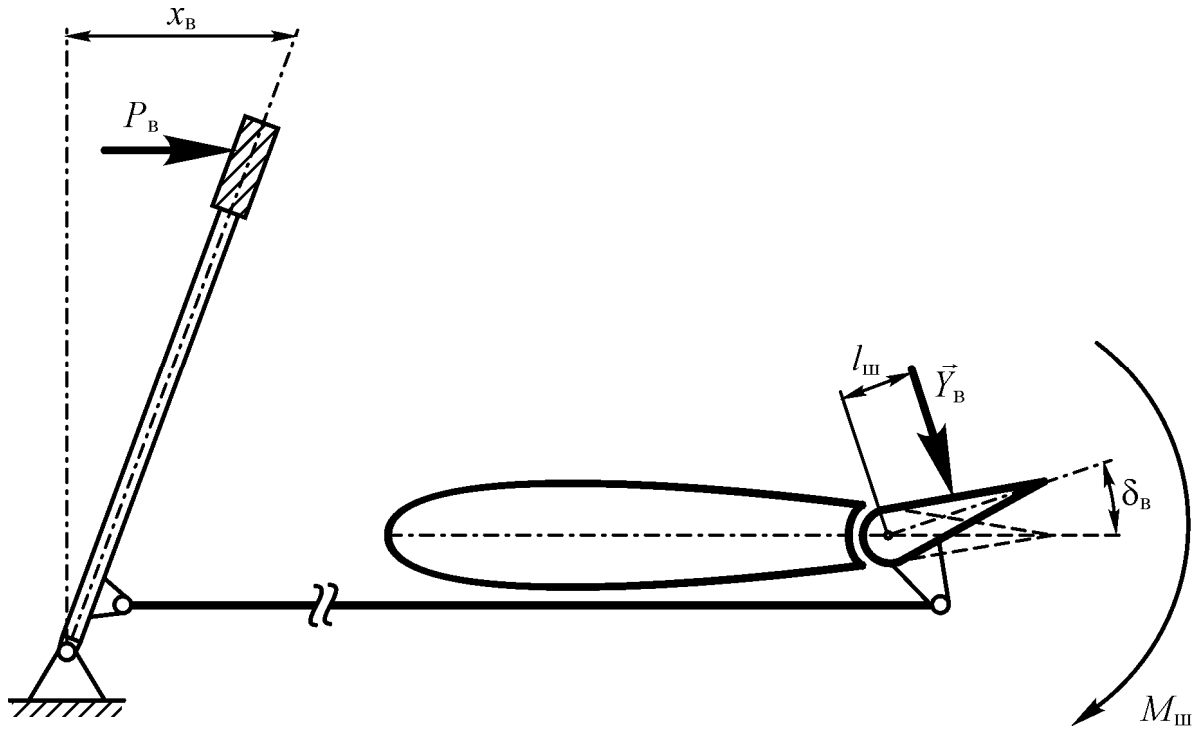


Рис. 46. Кинематическая схема продольного управления самолетом

Из представленной на рис. 46 упрощенной кинематической схемы продольного управления самолетом видно, что при отклонении ручки управления самолетом на величину x_B руль высоты отклонится на угол δ_B . Летчик при этом должен приложить усилие P_B , чтобы скомпенсировать шарнирный момент $M_{ш}$. Таким образом, можно записать следующее равенство:

$$P_B dx_B = M_{ш} d\delta_B. \quad (79)$$

Откуда:

$$P_B = \frac{d\delta_B}{dx_B} M_{ш} = K_{ш} M_{ш}, \quad (80)$$

где $K_{ш} = \frac{d\delta_B}{dx_B}$ — передаточный коэффициент в системе продольного управления самолетом.

Поскольку усилие на ручке управления P_B однозначно связано с ее перемещением x_B , а как мы отмечали выше, перемещение x_B связано с перегрузкой n_y , то и усилие P_B будет связано с перегрузкой n_y . Поэтому еще одним показателем управляемости самолета является производная $\frac{dP_B}{dn_y}$, характеризующая скорость нарастания усилия на ручке управления для создания требуемой перегрузки.

Аналогичным образом строятся показатели путевой и поперечной управляемости самолета.

2.2.2. Устойчивость самолета

Устойчивостью самолета называется его способность без участия летчика сохранять заданный опорный режим полета, возвращаясь к нему после отклонения, вызванного воздействием внешних возмущений, после того, как это воздействие прекратится.

Различают статическую и динамическую устойчивость.

Статически устойчивым самолетом называют самолет, у которого отклонение какого-либо параметра движения приводит к появлению силовых факторов, стремящихся уменьшить это отклонение. Если возникающие силовые факторы приводят к увеличению первоначальных отклонений, то самолет считается статически неустойчивым. Пилотировать такой самолет крайне трудно, т.к. летчик вынужден постоянно вмешиваться в управление, чтобы парировать случайно возникающие отклонения параметров движения от опорных значений.

Процесс восстановления опорного режима полета носит, как правило, колебательный характер. Продолжительность этого процесса характеризует динамическую устойчивость самолета. К другим характеристикам динамической устойчивости относятся также: амплитуда движений, период колебаний и др. Ниже мы будем рассматривать только статическую устойчивость.

Статическая устойчивость, как и управляемость, делится на продольную, путевую и поперечную, при этом путевая и поперечная устойчивости объединены в боковую устойчивость.

2.2.2.1. Продольная статическая устойчивость самолета

Продольная статическая устойчивость самолета – это его способность без участия летчика противодействовать изменению угла атаки.

Рассмотрим продольную статическую устойчивость самолета при воздействии на него восходящего порыва ветра. Восходящий порыв ветра увеличивает угол атаки самолета на величину $\Delta\alpha$ (см. рис. 47). Приращение угла атаки $\Delta\alpha$ вызовет в свою очередь приращения подъемных сил крыла $\Delta Y_{a\text{кр}}$ и горизонтального оперения $\Delta Y_{a\text{го}}$, направленные вверх. Суммарное приращение подъемной силы самолета $\Delta Y_a = \Delta Y_{a\text{кр}} + \Delta Y_{a\text{го}}$ будет приложено в точке, называемой фокусом самолета по углу атаки. Если фокус рас-

положен позади центра масс самолета (как на рассматриваемом рисунке), то возникнет момент ΔM_z , опускающий нос самолета, т.е. возвращающий самолет на прежний угол атаки.

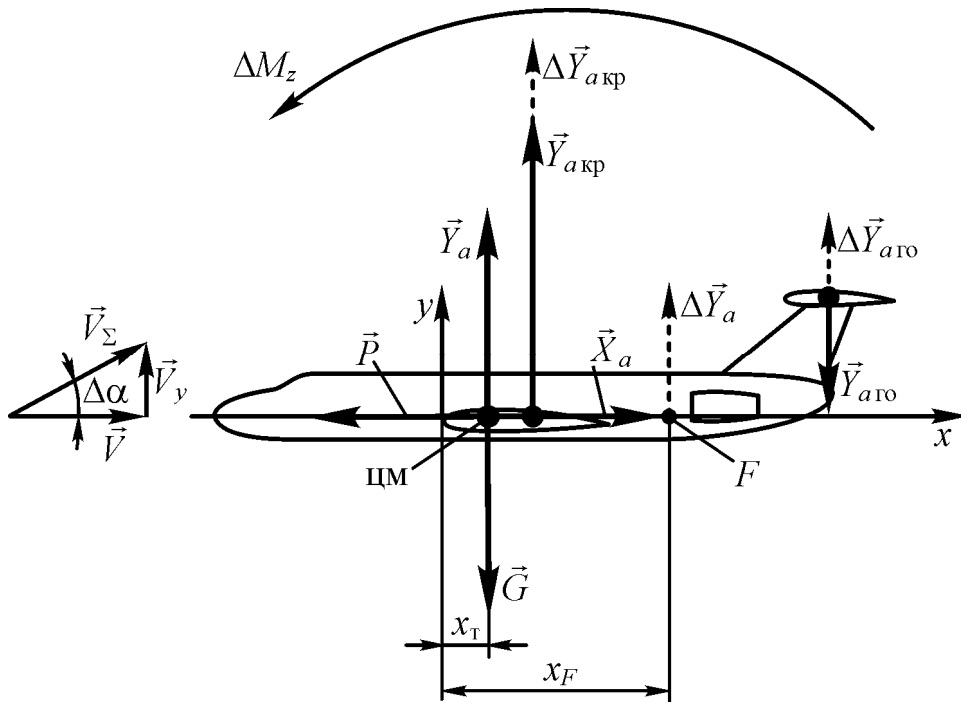


Рис. 47. Возникновение силовых факторов, обеспечивающих продольную статическую устойчивость

Количественно продольная статическая устойчивость самолета оценивается степенью продольной статической устойчивости σ_z , которая в первом приближении может быть вычислена по формуле:

$$\sigma_z = \bar{x}_T - \bar{x}_F, \quad (81)$$

где $\bar{x}_T = \frac{x_T}{b_A}$ – относительная координата центра масс самолета;

$\bar{x}_F = \frac{x_F}{b_A}$ – относительная координата фокуса самолета по углу атаки.

Координаты x_T и x_F отсчитываются от носка САХ.

Легко видеть, что если $\sigma_z < 0$, то самолет статически устойчив, если $\sigma_z > 0$, то самолет статически неустойчив, если же $\sigma_z = 0$, то самолет является статически нейтральным.

2.2.2.2. Путевая статическая устойчивость самолета

Путевая статическая устойчивость самолета – это его способность без участия летчика противодействовать изменению угла скольжения.

Если в опорном движении скольжение отсутствовало и появилось ($\Delta\beta$), например, в результате горизонтального порыва ветра (см. рис. 48), то возникнет приращение боковой силы ΔZ_a , которое складывается из приращения боковой силы вертикального оперения $\Delta Z_{a\text{во}}$ и приращения боковой силы фюзеляжа $\Delta Z_{a\text{ф}}$:

$$\Delta Z_a = \Delta Z_{a\text{во}} + \Delta Z_{a\text{ф}}. \quad (82)$$

Статически устойчивый в путевом отношении самолет под действием приращения момента ΔM_y начнет вращение вокруг оси OY , пытаясь устранить возникшее скольжение $\Delta\beta$. Но это произойдет только в том случае, если фокус самолета по углу скольжения, где будет приложено приращение боковой силы ΔZ_a , расположен позади центра масс. Необходимо отметить, что приращения боковой силы фюзеляжа $\Delta Z_{a\text{ф}}$ носит, как правило, дестабилизирующий характер, т.е. создает момент, пытающийся развернуть самолет на еще больший угол скольжения.

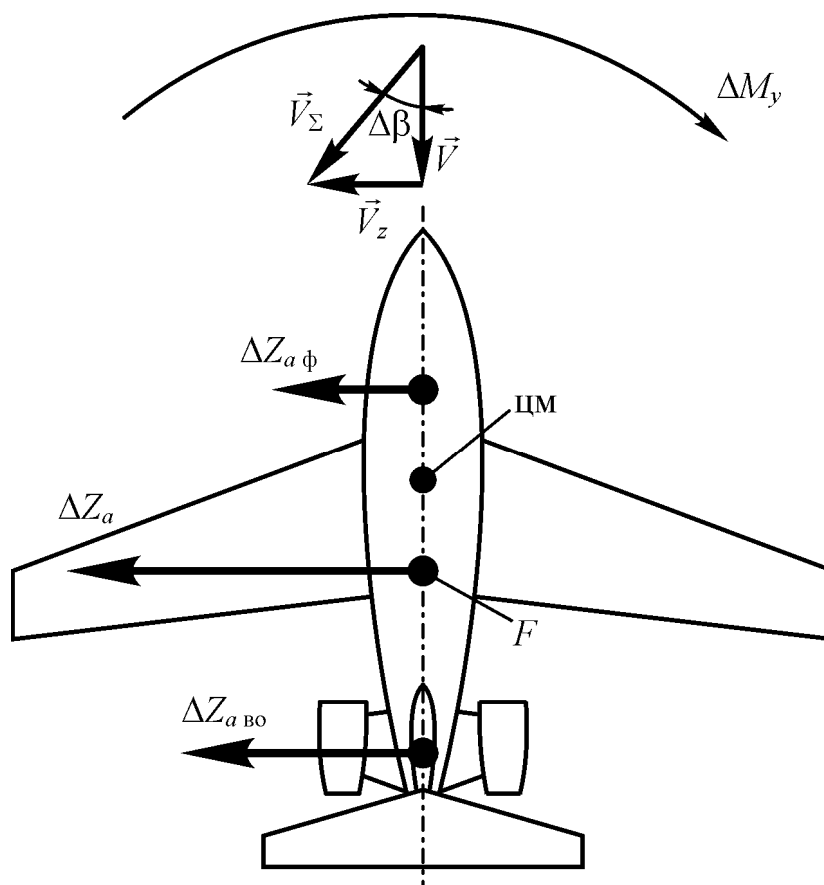


Рис. 48. Возникновение силовых факторов, обеспечивающих путевую статическую устойчивость

Для количественной оценки путевой статической устойчивости используется показатель, называемый степенью путевой статической устойчивости:

$$\sigma_y = \bar{x}_T - \bar{x}_F, \quad (83)$$

где $\bar{x}_T = \frac{x_T}{l_{кр}}$ – относительная координата центра масс самолета;
 $\bar{x}_F = \frac{x_F}{l_{кр}}$ – относительная координата фокуса самолета по углу скольжения.
 жения.

Следует помнить, что чаще всего фокус по углу атаки не совпадает с фокусом по углу скольжения.

2.2.2.3. Поперечная статическая устойчивость самолета

Поперечная статическая устойчивость самолета – это его способность без участия летчика противодействовать изменению угла крена.

Если по той или иной причине самолет накренился, например, на левое полукрыло на некоторый угол $\Delta\gamma$ (см. рис. 49), то возникшая проекция силы тяжести на поперечную ось OZ , равная $G\sin\Delta\gamma$, приведет к появлению скольжения на это полукрыло. Статически устойчивый самолет по определению должен устранить появившийся крен. Рассмотрим, при каких условиях это возможно.

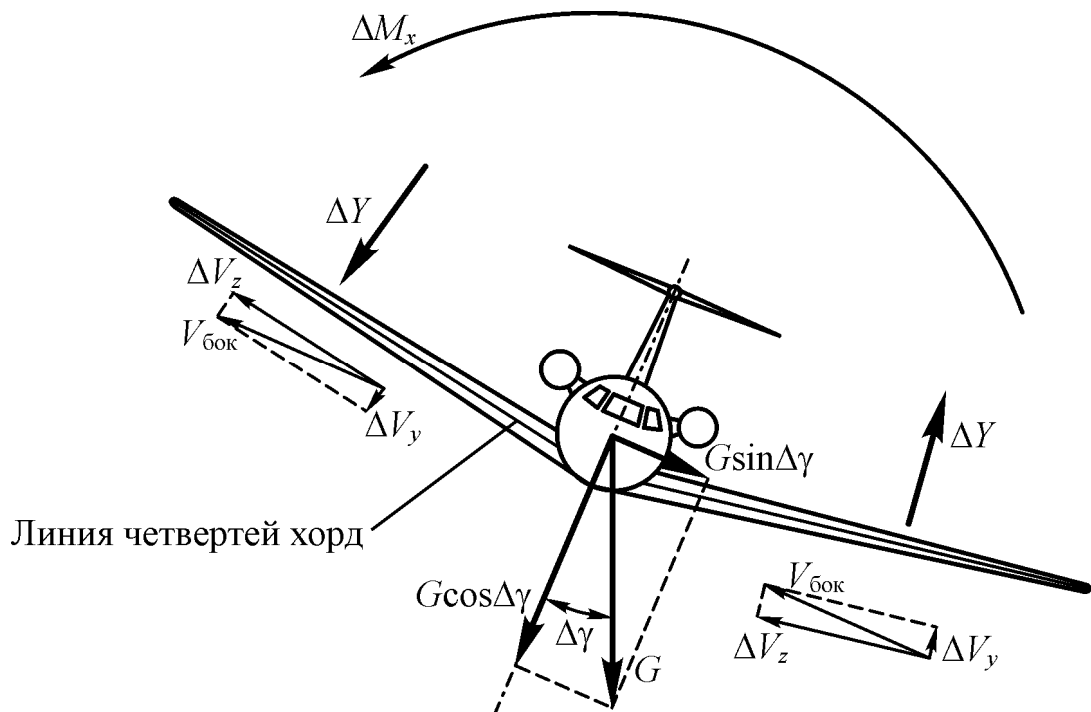


Рис. 49. Возникновение силовых факторов, обеспечивающих поперечную статическую устойчивость

В результате скольжения на левое полукрыло появляется поток воздуха, обдувающий самолет сбоку с некоторой скоростью $V_{\text{бок}}$. Если самолет имеет положительное поперечное V крыла, как на рис. 49, то эта скорость будет раскладываться на две составляющие: параллельную линии четвертой хорд полукрыла ΔV_z и перпендикулярную ей ΔV_y . Приращение скорости ΔV_z никак не влияет на подъемную силу, а приращение ΔV_y вызывает увеличение угла атаки на левом полукрыле и его уменьшение на правом. Это значит, что подъемная сила на левом полукрыле станет больше, чем на правом. В результате возникнет момент ΔM_x , стремящийся повернуть самолет вокруг оси OX на устранение крена. Таким образом, положительное поперечное V крыла создает стабилизирующий момент, а отрицательное – дестабилизирующий.

Стабилизирующим фактором является также положительная стреловидность крыла. Кроме того, на поперечную устойчивость влияет положение крыла по вертикали: высокоплан обладает большей поперечной устойчивостью, чем низкоплан.

Поперечная статическая устойчивость самолета также может быть оценена степенью поперечной статической устойчивости:

$$\sigma_x = \bar{y}_T - \bar{y}_F, \quad (84)$$

где $\bar{y}_T = \frac{y_T}{l_{\text{кр}}}$ – относительная координата центра масс самолета;

$\bar{y}_F = \frac{y_F}{l_{\text{кр}}}$ – относительная вертикальная координата фокуса самолета

по углу скольжения.

Для обеспечения поперечной статической устойчивости необходимо, чтобы фокус по углу скольжения находился выше центра масс самолета.

2.2.2.4. Боковая статическая устойчивость

При рассмотрении путевой статической устойчивости мы выяснили, что при появлении скольжения самолет начинает вращение вокруг оси OY . Но то же самое скольжение вызывает вращение вокруг оси OX , как было показано при рассмотрении поперечной статической устойчивости. Таким образом, при появлении скольжения самолет начинает сложное пространственное движение одновременно вокруг осей OX и OY , которое лишь условно можно разделить на два независимых движения. На самом деле эти движения тесно взаимосвязаны, поэтому и говорят о боковой статической устойчивости, для обеспечения которой необходимо соблюдать определенное соотношение между путевой и поперечной статической устойчивостью.

