Утверждаю

Проректор
по учебно-методической работе
_____ А.С. Борзова
«__» ноября 2016 г.

Методическое пособие
для учителей, работающих в инженерных классах
по дополнительной профессиональной программе
«Авиаинженер будущего: Аэромеханика и аэродинамика»

Москва, 2016

МОСКОВСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙТЕХНИЧЕСКИЙ УНИВЕРСТЕТ ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ

КАФЕДРА

«Аэродинамики, конструкции и прочности летательных аппаратов»

В.Г. ЦИПЕНКО

АЭРОМЕХАНИКА И АЭРОДИНАМИКА

МЕТОДИЧЕСКОЕ ПОСОБИЕ
по программе Дополнительного профильного образования для педагогических работников, работающих в инженерных классах, разработанной и утвержденной в рамках Соглашения между Департаментом образования г. Москвы и МГТУГА 28.04.15 №92

Москва – 2016

Содержание

ВВЕДЕНИЕ……5
I. ОСНОВЫ АЭРОДИНАМИКИ ЛА……7
1.Основные понятия и определения……7
1.1. Вводные замечания…… 7
1.2. Строение атмосферы……..7
1.3. Основные параметры и свойства воздуха 9
1.4. Стандартная атмосфера……13
1.5. Принцип обращения движения и гипотеза сплошности среды..... 14
1.6. Термины механики сплошной среды 14
2.Основные уравнения аэродинамики ЛА 16
2.1 Закон сохранения массы (уравнение неразрывности)..... 16
2.2 Закон сохранения энергии (уравнение Бернулли) 17
2.3 Уравнение количества движения..... 20
2.4 Уравнение момента количества движения 21
3.Теория подобия физических явлений 22
3.1 Аэродинамическое подобие и его составляющие..... 23
3.2 Критерии подобия 23
4.Скачки уплотнения..... 24
5. Пограничный слой 27
5.1 Понятие пограничного слоя 27
5.2 Ламинарный и турбулентный ПС..... 28
5.3 Характеристики ПС..... 30
5.4 Сопротивление трения плоской пластины 30
5.5 Влияние шероховатости поверхности на характеристики ПС 31
5.6 Отрыв ПС 32
5.7 Парадокс Даламбера – Эйлера 34
6. Основы аэродинамики самолета 35
6.1 Геометрические характеристики основных частей самолета..... 36
6.1.1 Крыло 36
6.1.2 Оперение..... 41
6.1.3 Фюзеляж 41
6.2 Системы координат 43
6.3 Аэродинамические силы и моменты, действующие на самолет..... 46
6.3.1 Подъемная сила..... 50
6.3.2 Сила лобового сопротивления..... 53
6.3.3 Аэродинамическое качество. Поляра 56
6.3.4 Аэродинамическая интерференция..... 57
6.3.5 Моментные характеристики 58
6.3.6 Центр давления и фокус профиля 58
6.3.7 Теорема Н.Е. Жуковского о подъемной силе крыла..... 59
6.4 Аэродинамические рули самолета..... 60
6.5 Механизация крыла..... 62

6.5.1 Распределение давления по профилю с отклоненной механизацией 64
6.5.2 Аэродинамические характеристики крыла с отклоненной механизацией……65

II. ОСНОВЫ АЭРОМЕХАНИКИ. ДИНАМИКА ПОЛЕТА ЛА.....67
Раздел I. ПОЛЕТ САМОЛЕТА ПО ТРАЕКТОРИИ……..697
Вводные замечания…… 67
1. **Основные понятия. Системы координат**……698
1.1. Положение самолета ..... …698
1.2. Ориентация самолета……698
1.3. Скорость самолета……70
1.4. Направление движения ЛА……...71
2. Уравнения движения самолета..... 73
2.1. Уравнениядвижения самолета в векторной форме..... 73
2.2. Уравнения движения самолета как материальной точки..... 76
2.3. Разделение движения самолета на продольное и боковое..... 77
3. Горизонтальный полет 78
3.1 Уравнения движения..... 78
3.2 Потребная скорость горизонтального полета..... 79
3.3 Кривые Жуковского 81
3.4 Характерные режимы горизонтального полета 85
3.5 Диаграмма диапазона истинных скоростей..... 86
3.6 Эксплуатационные ограничения скоростей полета..... 89
3.7 Диаграмма диапазона индикаторных скоростей..... 91
4. Набор высоты..... 92
4.1 Уравнения движения..... 92
4.2 Особенности набора высоты 94
4.3 Характерные режимы набора высоты 94
4.4 Влияние высоты полета на скорость набора высоты и максимальную вертикальную скорость 97
4.5 Барограмма подъема самолета и дальность набора высоты 99
5. Снижение самолета 98
5.1 Уравнения движения и их анализ 98
5.2 Планирование самолета 99
5.3 Поляра скоростей планирования 101
6. Дальность и продолжительность полета 102
6.1 Техническая и практическая дальность 102
6.2 Часовой и километровый расходы топлива..... 103
6.3 Дальность и продолжительность горизонтального полета..... 104
6.4 Влияние скорости на дальность и продолжительность полета 105
6.5 Влияние высоты на дальность и продолжительность полета..... 106
7. Криволинейное движение 108
7.1 Условия возникновения криволинейного полета самолета..... 108

7.2 Правильный вираж 110
7.3 Уравнения движения и их анализ 112
7.4 Предельные виражи..... 113
8. Взлет и посадка самолета..... 115
8.1 Основные этапы взлета 115
8.2 Расчет взлетной дистанции 118
8.3 Посадка самолета. Основные этапы 120
8.4 Расчет посадочной дистанции..... 125
8.5 Влияние различных факторов на взлетно-посадочные характеристики самолета 125
Раздел 2. УСТОЙЧИВОСТЬ И УПРАВЛЯЕМОСТЬ САМОЛЕТА….128
9. Равновесие, устойчивость и управляемость самолета 128
9.1 Основные понятия и определения 128
9.2 Центровка самолета..... 130
10. Продольные равновесие, устойчивость и управляемость самолета..131
10.1 Продольное равновесие 131
10.2 Продольная устойчивость 133
10.2.1 Продольная статическая устойчивость по перегрузке 134
10.3 Продольная управляемость самолета 138
10.4 Продольная статическая устойчивость самолета по скорости..... 139
10.5 Продольная статическая устойчивость ЛА по перегрузке 142
10.6 Продольная статическая устойчивость ЛА по скорости 145
10.7 Демпфирующие моменты 148
11. Боковые равновесие, устойчивость и управляемость самолета……150
11.1 Боковое равновесие..... 150
11.2 Боковая устойчивость самолета 151
11.3 Боковая управляемость..... 155
11.4 Обратная реакция по крену..... 156
СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ 158

ВВЕДЕНИЕ

Данное методическое пособие предназначено для педагогических работников, работающих в инженерных классах, издается в соответствии Соглашения между Департаментом образования г. Москвы и МГТУГА 28.04.15 №92

Цель дисциплины «Аэромеханика и аэродинамика» – раскрыть основополагающие понятия и идеи законов аэродинамики, исследования траекторий движения, устойчивости и управляемости летательных аппаратов (ЛА) с целью обеспечения безопасности и регулярности их полетов, а также высоких экономических показателей авиационных перевозок. Данная дисциплина необходима для подготовки авиационных специалистов, способных решать проблемы летной эксплуатации, связанные с аэродинамикой и динамикой полета воздушных судов (ВС), и является базой для изучения и освоения технологии управления воздушным движением.

В целом Аэромеханика изучает законы движения и равновесия газов и их взаимодействия с обтекаемыми твердыми телами. Она состоит из трех частей:

- аэростатика (изучает равновесие газа и твердых тел в газе);
- кинематика (изучает законы движения газа без воздействия на него каких-либо тел);
- аэродинамика (изучает взаимодействие между газом и обтекаемым телом, она включает в себя теоретическую, экспериментальную и прикладную аэродинамику).

Из этих трех частей Аэромеханики основной является Аэродинамика, базирующаяся на основных законах физики и теоремах математики. Знание и умение определять основные аэродинамические характеристики ЛА позволяет изучать их Динамику полета, которая исследует движение тел под действием приложенных к ним сил и моментов (она включает в себя изучение траекторных задач и задач устойчивости, управляемости, равновесия и балансировки этих тел).

Задачей изучения дисциплины «Аэромеханика и аэродинамика» является понимание взаимосвязи аэродинамики и динамики движения ВС со средствами бортовой автоматики и управлением воздушным движением (УВД), использование прикладных программ для решения задач летной эксплуатации конкретных типов ВС ГА.

Данное методическое пособие состоит из двух частей общей дисциплины «Аэромеханика и аэродинамика»: «Основы аэродинамики ЛА» и «Основы динамики полета ЛА», на которых остановимся ниже.

I. ОСНОВЫ АЭРОДИНАМИКИ ЛА

1.ОСНОВНЫЕ ПОНЯТИЯ И ОПРЕДЕЛЕНИЯ

1.1. Вводные замечания

А э р о д и н а м и к а – 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.

1.2.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 (рис.1). При этом под влиянием центробежных сил, возникающих при вращении планеты, атмосфера, как и сама Земля, сплющена 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 в 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 темпера-

тура 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° С (217 К). Это явление носит название т р 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° С. 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.

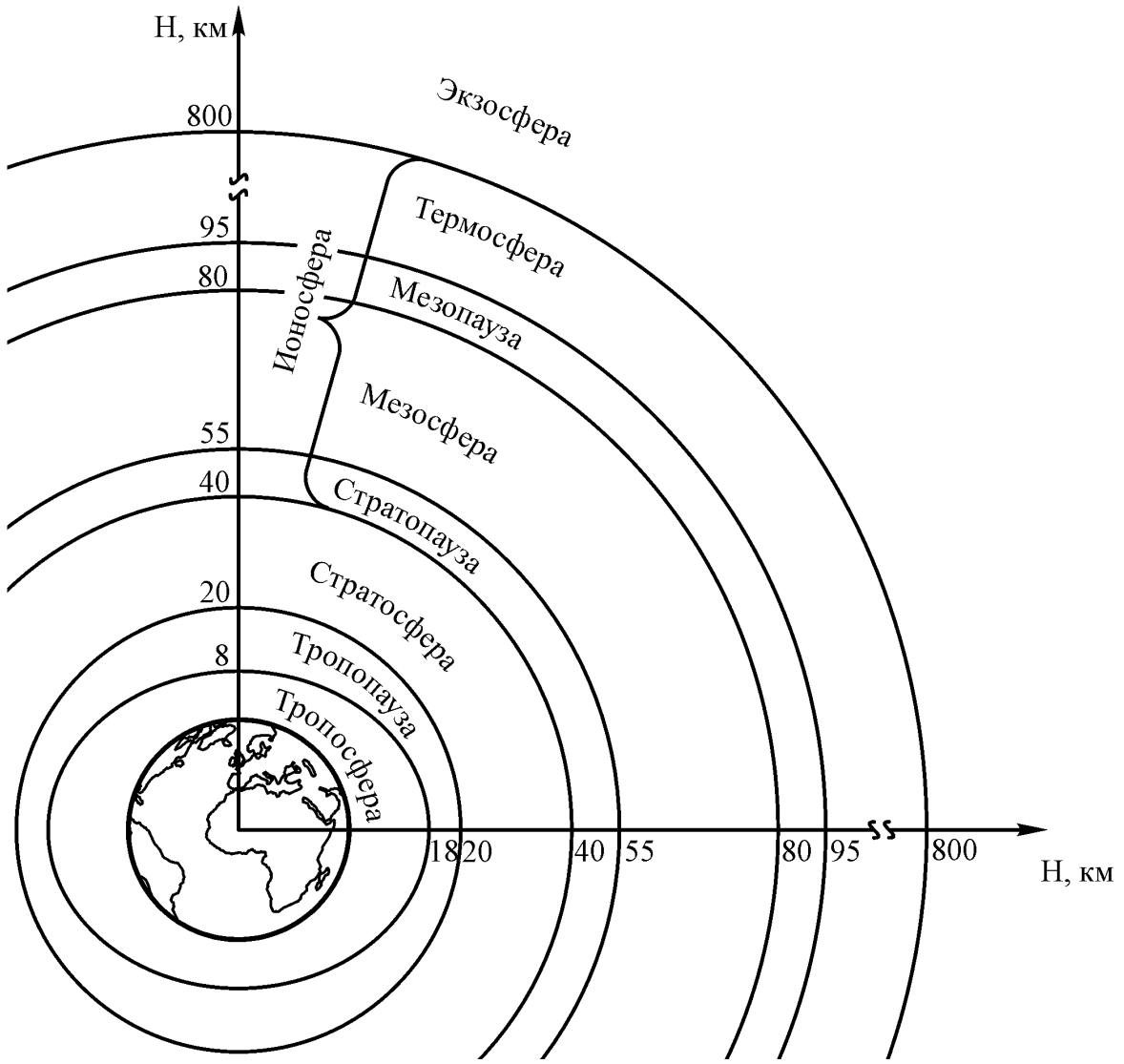


Рис. 1. Строение атмосферы

Выше стратосферы располагается м е з о с ф е р а . Она доходит до высоты 80 км, и в ней снова происходит постепенное понижение температуры до – 88° С.

Далее до высоты 800 км следует т е р м о с ф е р а . В этом слое лучи Солнца, ионизируя воздух, доводят его температуру до 750° С. 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 и о н о с ф е р ы .

Выше 800 км над поверхностью Земли находится э к з о с ф е р а , 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).

1.3.Основные параметры и свойства воздуха

Основными п а р а м е т р а м и в о з д у х а , которые характеризуют его состояние, являются: т е м п е р а т у р а , п л о т н о с т ь и д а в л е н и е . Определения этих параметров известны из школьного курса физики. Напомним лишь уравнение состояния газа, которое связывает эти параметры между собой (уравнение Менделеева – Клайперона):

$$p = \frac{\rho}{m} RT, \qquad (1)$$

где p – давление газа [Па];

ρ – плотность газа [кг/м^3];

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 основным с в о й с т в а м в о з д у х а относятся вязкость, упругость 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 (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 в я з к о с т ь воздуха, т.е. его способность сопротивляться сдвигу слоев, их относительному перемещению.

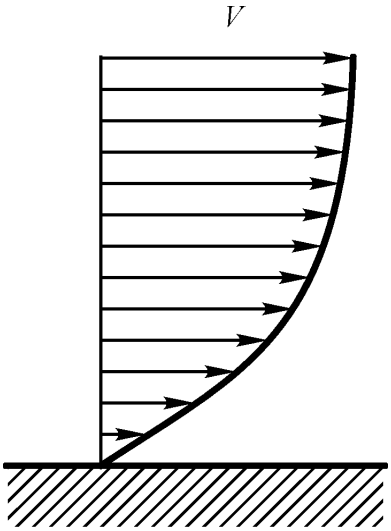


Рис. 2. Профиль скоростей потока вблизи поверхности

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

$$\tau = \mu \frac{dV_x}{dy}, \qquad (2)$$

где μ – коэффициент д и н а м и ч е с к о й вязкости, [Па · с];

V_x – скорость набегающего потока [м / с].

Если коэффициент динамической вязкости разделить на плотность воздуха ρ, то получится коэффициент к и н е м а т и ч е с к о й вязкости:

$$\nu = \frac{\mu}{\rho}. \qquad (3)$$

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 п о г р а н и ч н ы м . Толщина пограничного слоя невелика, на носке тела она минимальна и увеличивается вниз по потоку (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).

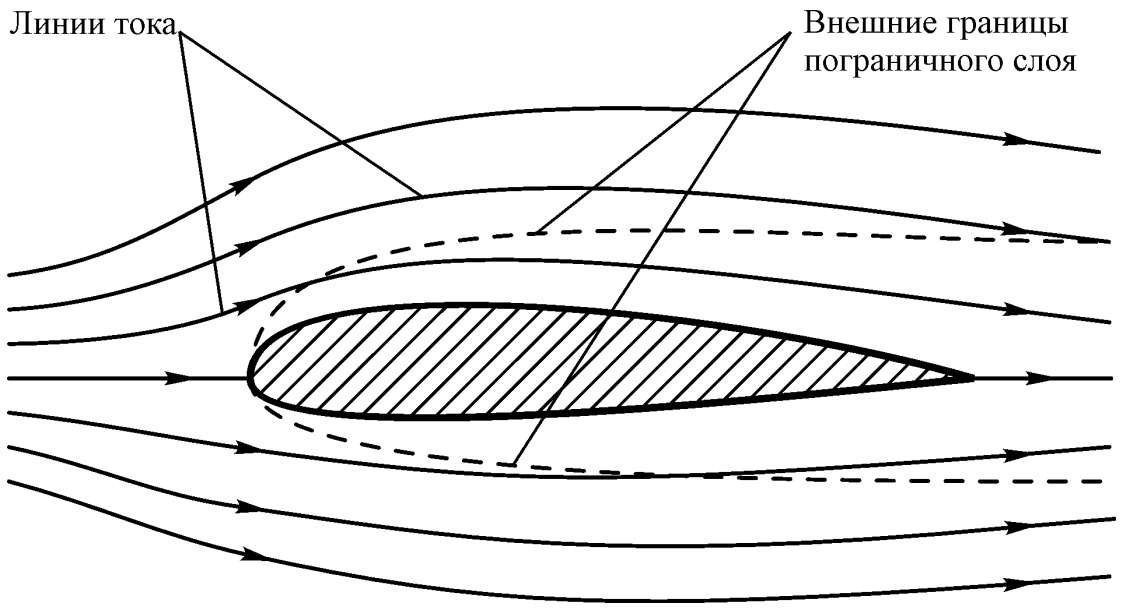


Рис. 3. Схема обтекания тела вязким газом
(толщина пограничного слоя увеличена)

Другими важными свойствами воздуха являются его упругость и сжимаемость.

У п р у г о с т ь – это способность газов возвращаться в исходное состояние поле прекращения силы, вызвавшей деформацию.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 с к о р о с т ь ю з в у к а :

$$a = \sqrt{\frac{dp}{d\rho}}. \qquad (4)$$

Воспользовавшись формулой (1), получим:

$$a = \sqrt{\frac{1}{m}RT}. \qquad (5)$$

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

$$a \approx 20{,}1\sqrt{T}. \qquad (6)$$

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 или критерием упругости воздуха.

С ж и м а е м о с т ь ю называется свойство среды изменять свой объем при изменении давления. При рассмотрении явлений в движущемся потоке пользуются мерой сжимаемости воздуха, которой является ч и с л о М а х а – отношение скорости потока V к скорости звука a при данных условиях:

$$M = \frac{V}{a}. \qquad (7)$$

Если M<1, то течение называется д о з в у к о в ы м, если M=1, то течение называется з в у к о в ы м (если M чуть больше или чуть меньше 1, то – т р а н с з в у к о в ы м или о к о л о з в у к о в ы м), а если M>1, то говорят, что течение с в е р х з в у к о в о е.

Рассмотрим распространение возмущений давления от непрерывно действующего неподвижного точечного источника, находящегося в точке 0 (рис. 4).

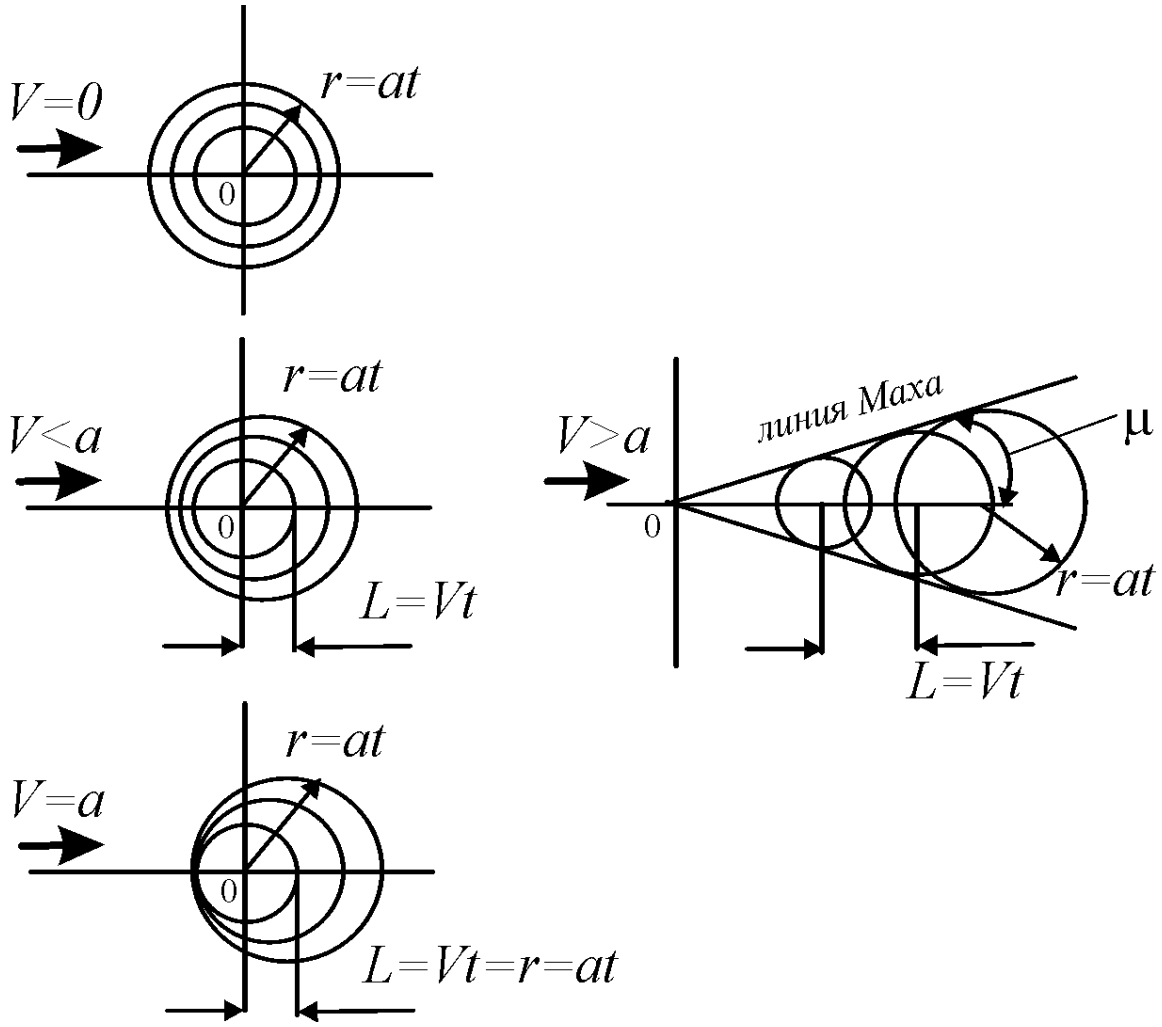


Рис. 4. Особенности дозвуковых и сверхзвуковых течений

1. Покоящийся воздух V = 0, M = 0. В этом случае малые возмущения давления распространяются во всех направлениях одинаково со скоростью a.

2. Дозвуковой поток 0 <M < 1 (0 < V < a). Волны возмущений сферической формы сносятся вниз по потоку со скоростью V. Возмущения распространяются и вверх и вниз по потоку.

3. Звуковой поток (M = 1, V = a). Скорость сноса волн равна скорости распространения их радиуса (M = a). Возмущения распространяются в области, лежащей вниз по потоку.

4. Сверхзвуковой поток (M > 1, V > a). Волны возмущения за время t сносятся вниз по потоку на расстояния, превышающие радиус, соответствующий этому моменту времени. Возмущения распространяются внутри поверхности, огибающей всю последовательность волн возмущений, которая называется конус возмущений или конус Маха:

$$sin\mu = \frac{at}{Vt} = \frac{1}{M}, \tag{8}$$

где μ - угол Маха.

Особенность сверхзвукового течения состоит в том, что область распространения возмущений строго ограничена.

В несжимаемой среде возмущения давления мгновенно и без изменений передаются всем точкам области, т.е. $a = \infty$ и $M = 0$.

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 (МСА) 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 К; p_c = 101300 Па; ρ_c = 1,225 кг/м^3; a_c = 340,29 м/с; $\nu_c = 1{,}46 \cdot 10^{-5}$ м^2/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:

$$T_H = T_c - 0{,}0065H; \tag{9а}$$

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

$$\rho_H = \rho_c\left[1 - \left(\frac{H}{44300}\right)\right]^{4{,}256}. \tag{9в}$$

1.5.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:

$$Kn = \frac{l}{L},$$

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.

1.6. Термины механики сплошной среды

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 в всех точках траектории направлен по касательной к ней (рис. 5).

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 (рис. 5). 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.

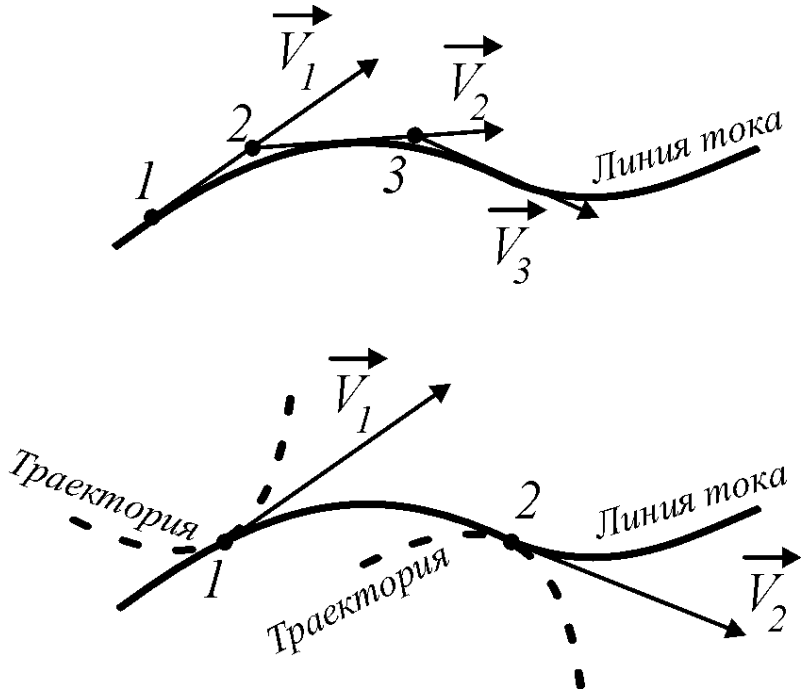


Рис. 5. Линия тока и траектория частицы

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.

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 (рис.6). 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 струйкой. Струйка называется элементарной, если ее поперечное сечение достаточно мало и можно считать, что в каждый фиксированный момент времени скорости частиц воздуха в этом сечении равны.

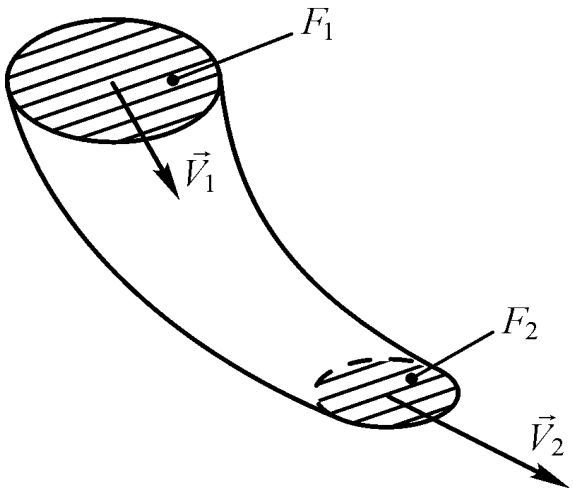


Рис. 6. Трубка тока

Таким образом, через боковую поверхность струйки газ не может ни втекать, ни вытекать. Это обстоятельство позволяет разбивать поток, обтекающий тело на отдельные трубки и рассматривать течение в каждой трубке изолированно от окружающего ее потока, как будто струйка имеет непроницаемые стенки.

2.ОСНОВНЫЕ УРАВНЕНИЯ АЭРОДИНАМИКИ ЛА

Основные уравнения аэродинамики являются основным инструментом теоретического исследования закономерностей движения сплошных сред, а также механического и теплового взаимодействия между средой и телами, которые она обтекает. Эти уравнения были выведены в 18-19 вв., после формирования основных законов теоретической механики (законов Ньютона). Из-за особенностей сплошных сред эти уравнения являются дифференциальными уравнениями в частных производных. Трудности, связанные с решением этих уравнений для конкретных практических случаев, удалось преодолеть только с появлением современных быстродействующих ЭВМ.

Ниже будут рассмотрены эти уравнения применительно к струйке тока.

2.1.Закон сохранения массы (уравнение неразрывности)

Для вывода уравнения неразрывности рассмотрим элементарную струйку тока (рис. 6).

Поскольку поверхность трубки тока непроницаема для частиц воздуха, то при установившемся течении через каждое поперечное сечение элементарной струйки 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 (рис. 7):

$$m = \rho V F = \text{const}, \qquad (10)$$

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.

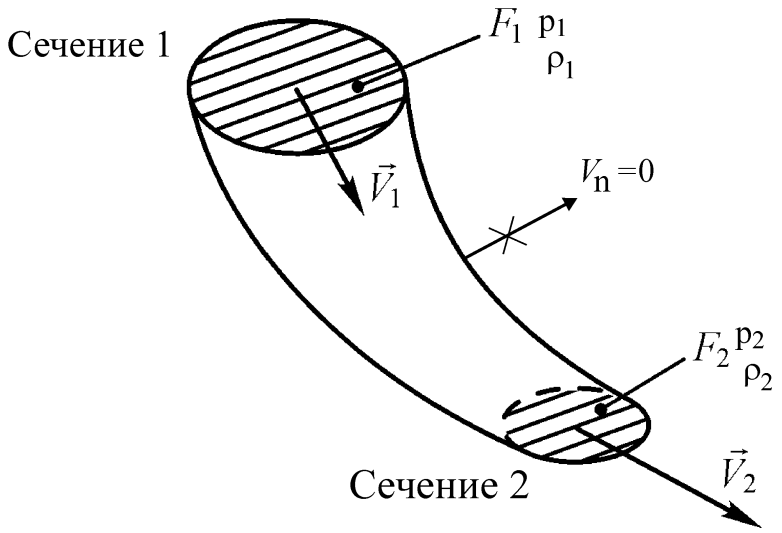


Рис. 7. К выводу уравнения неразрывности

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.7, записать:

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

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.

2.2.Закон сохранения энергии (уравнение Бернулли)

Важное место в аэродинамике отводится также закону сохранения энергии, который используется для получения взаимосвязи давления и скорости воздуха в струе. На рис.8 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_1F_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 течение 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:

$$p_1F_1V_1\Delta t + \frac{mV_1^2}{2} + mgh_1 = p_2F_2V_2\Delta t + \frac{mV_2^2}{2} + mgh_2. \qquad (12)$$

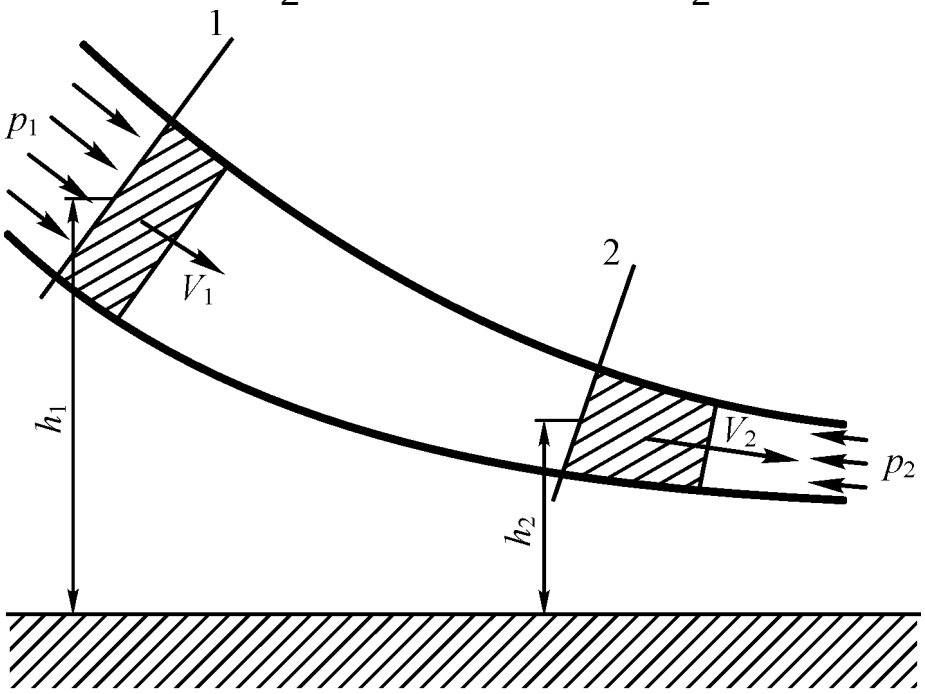


Рис. 8. Движение воздуха в струйке

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

$$F_1V_1\Delta t = F_2V_2\Delta t. \qquad (13)$$

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

$$p_1 + \frac{\rho V_1^2}{2} + \rho gh_1 = p_2 + \frac{\rho V_2^2}{2} + \rho gh_2. \qquad (14)$$

Или:

$$p + \frac{\rho V^2}{2} + \rho gh = \text{const}. \qquad (15)$$

В результате этих преобразований получено 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 ρgh можно исключить:

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

Слагаемое p называется статическим давлением, а слагаемое $\frac{\rho V^2}{2}$ – динамическим давлением (или скоростным напором). Сумма же статического и динамического давлений называется полным давлением и обозначается p_0:

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

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 (рис.8) 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 будем меньше, чем в критической точке.

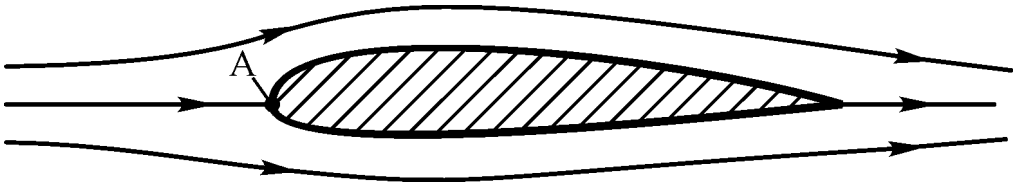


Рис. 8. Обтекание тела набегающим потоком

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.9. 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:

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

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

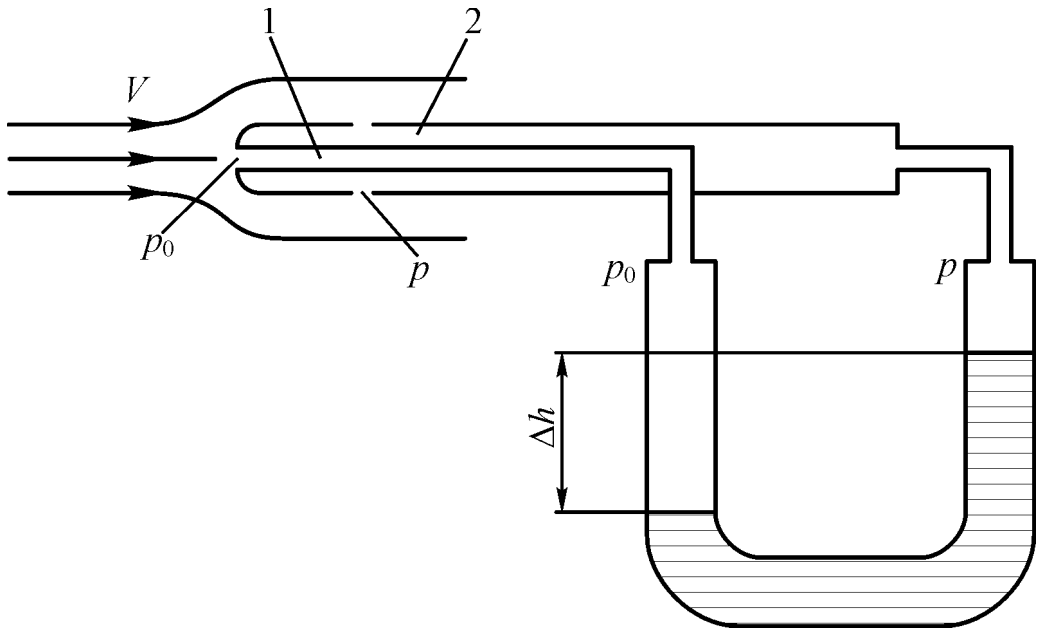


Рис. 9. Схема трубки Пито-Прандтля

2.3.Уравнение количества движения

Уравнение количества движения выражает теорему импульсов применительно к движению сплошной среды. Это уравнение позволяет определить равнодействующую силу $\vec{R}$ (полную аэродинамическую силу), не зная при этом ничего о внутренних процессах в объеме, на который эта сила действует.

Выделим в струйке объем, заключенный между сечениями 1 и 2 (рис. 10). Изменение рассматриваемого объема среды будет происходить только за счет втекания газа через сечение 1 или его вытекания через сечение 2 (массообмен через стенки отсутствует).

Секундная величина количества движения среды через элементарную площадку dF: $\vec{V}\rho V dF$ (скорость, умноженная на плотность и на объем = скорость, умноженная на массу = импульс).

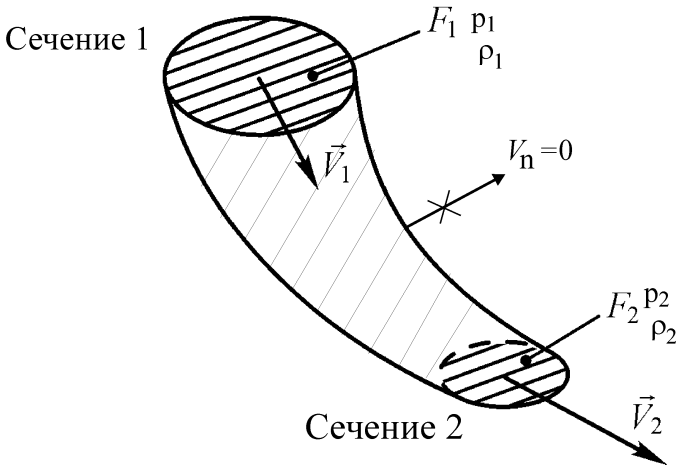


Рис. 10. Замкнутый объем в элементарной струйке

Чтобы определить количество движения через выделенный объем, запишем:

$$\vec{R} = \int_{F_2} \vec{V}_2 \rho_2 V_2 dF - \int_{F_1} \vec{V}_1 \rho_1 V_1 dF .$$

Учитывая постоянство параметров по площадям F_1 и F_2, а также уравнение неразрывности, после интегрирования получим:

$$\vec{R} = \rho V F \left(\vec{V}_2 - \vec{V}_1\right) = m\left(\vec{V}_2 - \vec{V}_1\right).$$

Теорема импульсов для сплошной среды формулируется следующим образом: при установившемся движении сплошной среды равнодействующая всех сил, действующих на выделенный объем среды, равна количеству движения среды, протекающей через поверхность, ограничивающую объем, в единицу времени.

Это уравнение также нашло широкое применение в практической аэродинамике, став основой так называемого метода импульсов.

2.4. Уравнение момента количества движения

Это уравнение позволяет определить момент, действующий на тело со стороны обтекающей его сплошной среды, не зная ничего о процессах, происходящих при обтекании.

Применительно к струйке, учитывая выражение секундного момента количества движения через элементарную площадку $\rho V\left(\vec{r} \times \vec{V}\right)dF$ относительно точки О (рис. 11), получим:

$$\vec{M} = \int_{F_2} \left(\vec{r}_2 \times \vec{V}_2\right) \rho_2 V_2 dF - \int_{F_1} \left(\vec{r}_1 \times \vec{V}_1\right) \rho_1 V_1 dF .$$

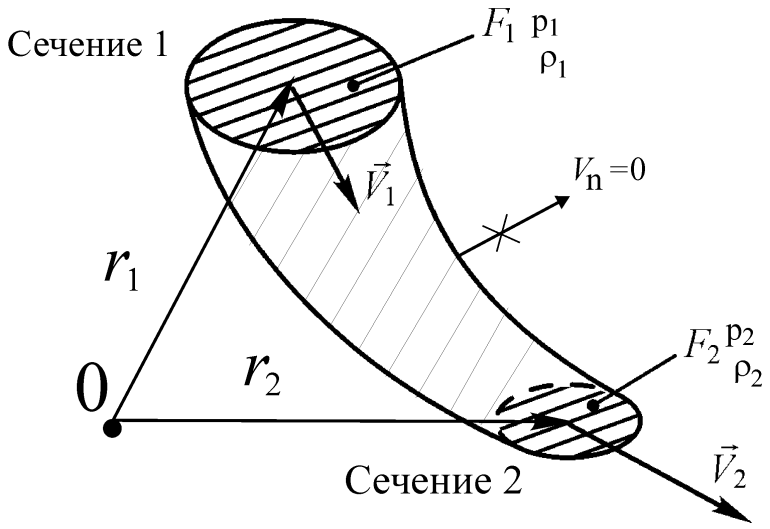


Рис. 11. Определение момента количества движения замкнутого объема

Учитывая постоянство параметров по площадям F_1 и F_2, а также уравнение неразрывности, и считая, что $\left(\vec{r}\times\vec{V}\right)=const$, после интегрирования получим:

$$\overrightarrow{M}=m\left[\left(\vec{r}_2\times\overrightarrow{V_2}\right)-\left(\vec{r}_1\times\vec{V}_1\right)\right].$$

Теорема момента количества движения для сплошной среды формулируется следующим образом: при установившемся движении сплошной среды результирующий момент всех сил, действующих на выделенный объем среды, равен моменту количества движения среды, протекающей через поверхность, ограничивающую объем, в единицу времени.

Это уравнение широко применяется при описании обтекания лопаток турбин и компрессоров.

3.ТЕОРИЯ ПОДОБИЯ ФИЗИЧЕСКИХ ЯВЛЕНИЙ

При изучении сложных течений газов (например, обтекание ЛА или отдельных его частей) большое значение имеет эксперимент, который в ряде случаев является единственно возможным способом смоделировать протекающие процессы. Однако проведение экспериментов на натурных объектах трудоемко, связано с большими материальными затратами и часто невыполнимо. Поэтому испытания проводят на моделях объектов, а затем их результаты переносят на натурные условия. При обосновании возможности такого переноса возникают две основные проблемы:

1) при каких условиях обтекания модели и натурного объекта подобны,

2) если обтекания подобны, то каким образом можно перенести результаты обтекания с модели на натурный объект.

Эти проблемы решаются с помощью теории подобия физических явлений, на основе которой возможна научная постановка эксперимента.

3.1.Аэродинамическое подобие и его составляющие

Физические процессы подобны, если геометрически подобны системы, в которых они протекают, и в сходственные моменты времени в сходных точках пространства все однородные (т.е. имеющие одинаковый физический смысл и размерность) размерные параметры подобны. То есть если эти параметры для одного процесса могут быть получены из параметров другого процесса простым умножением на одни и те же масштабные коэффициенты.

Аэродинамическое подобие в эксперименте выполняется, если одновременно соблюдаются три его составляющие:

- геометрическое подобие двух тел обеспечивается в том случае, когда размеры модели получаются из сходственных размеров натурного объекта умножением на постоянный множитель (константу подобия), и когда и модель и натурный объект имеют одинаковую ориентацию в пространстве;
- кинематическое подобие обеспечивается в геометрически подобных потоках, если их скорости в сходственных точках потока пропорциональны;
- динамическое подобие обеспечивается при обтекании геометрически подобных тел кинематически подобными потоками, если силы, действующие на сходственные элементы пропорциональны.

В потоке может действовать множество сил различной природы, поэтому условий подобия может быть не одно, а несколько: для всяких двух разнородных сил может быть записано свое условие динамического подобия. Каждое такое условие называется условием частичного подобия. Если все условия подобия выполняются, то имеет место полное динамическое подобие.

3.2.Критерии подобия

В аэродинамических экспериментах из-за сложности моделирования реальных условий полета часто приходится ограничиваться частичным динамическим подобием. При рассмотрении процесса обтекания выделяют физические факторы, оказывающие наибольшее влияние на процесс: это может быть вязкость, сжимаемость, вес среды и т.п. Влиянием остальных факторов в этом случае пренебрегают и рассматривают динамическое подобие только относительно доминирующего фактора. В этом случае подобие будет частичным.

Частичное динамическое подобие характеризуется величинами, которые называются критериями частичного подобия или просто критериями подобия.

Критерий подобия – это безразмерная (комплексная) величина, которая обеспечивает динамическое подобие при обтекании модели и натурного объекта с учетом преобладания для данного явления фактора.

При постановке аэродинамического эксперимента критерии подобия для натурного и модельного процессов должны быть равны.

Выше в разделе 1.3 уже состоялось знакомство с одним из критериев аэродинамического подобия, который учитывает сжимаемость среды – это число Маха:

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

Критерием подобия, учитывающим влияние вязкости, является число Рейнольдса:

$$Re = \frac{\rho V l}{\mu} = \frac{V l}{\nu}, \text{где}$$

μ, ν - соответственно коэффициенты динамической и кинематической вязкостей, l - характерный размер тела.

Далее ограничимся при рассмотрении аэродинамического подобия примерами чисел Маха и Рейнольдса, хотя в действительности критериев подобия в аэродинамике гораздо больше.

4. СКАЧКИ УПЛОТНЕНИЯ

В аэродинамику рассматривают малые (слабые) и конечные (сильные) возмущения (т.е. изменения газодинамических переменных, вызванных движение твердого тела). Малые возмущения распространяются со скоростью звука и сопровождаются бесконечно малыми изменениями давления, плотности и т.д. Выше (раздел 1.3) были рассмотрены только малые возмущения при рассмотрении свойства «Сжимаемость воздуха».

Конечные возмущения называются скачками уплотнения(СУ) или ударными волнами. Они возникают при торможении сверхзвукового потока до дозвукового. (Возможно и непрерывное торможение, но строго в определенных условиях сверхзвукового диффузора.)

Рассмотрим возникновение СУ на примере обтекания различных углов:

а) обтекание внешнего тупого угла (рис. 12).

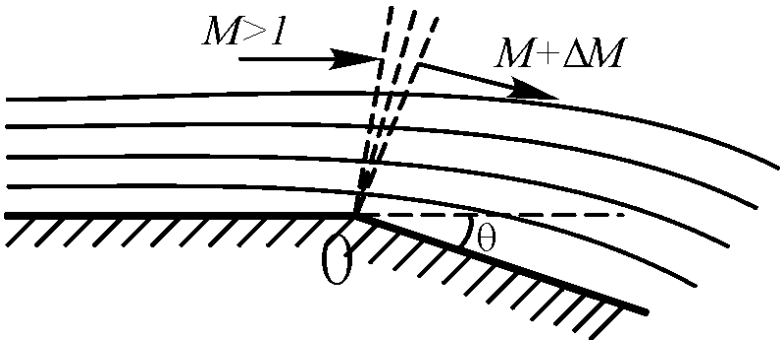


Рис. 12. Обтекание внешнего тупого угла

При обтекании внешнего тупого угла струйки тока расширяются, скорость сверхзвукового потока увеличивается, и поток плавно поворачивает вдоль угла. При этом давление, плотность и температура уменьшаются.

б) обтекание внутреннего тупого угла (рис. 13).

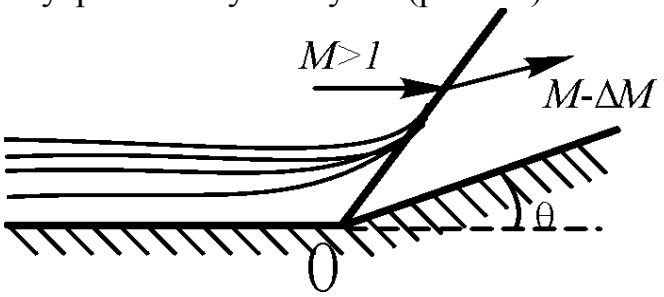


Рис. 13. Обтекание внутреннего тупого угла

При обтекании внутреннего тупого угла струйки тока сужаются, и образуется скачок уплотнения, на котором скорость скачкообразно уменьшается, а давление, плотность и температура также скачкообразно увеличиваются.

Фронт скачка уплотнения (СУ) примерно равен длине одного свободного пробега молекулы. Чем выше высота полета, тем он тоньше.

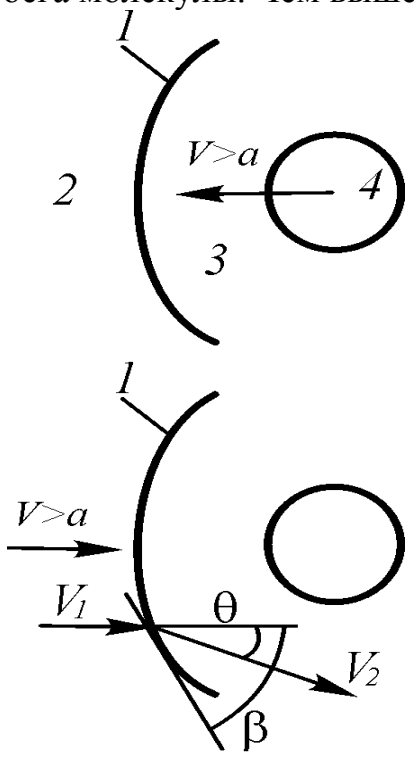


Рис. 14. Ударная волна и скачок уплотнения

Если рассматривается движущееся тело в неподвижном потоке, то говорят, что возникает ударная волна. На верхней части рис. 14:

1 – ударная волна;

2 – невозмущенная область;

3 – возмущенная область;

4 – тело.

В установившемся потоке ударная волна движется вместе с телом, не меняя своей конфигурации и положения относительно тела.

Если же поток набегает на неподвижное тело, то это скачок уплотнения (нижняя часть рис. 14).

Скорость за СУ может изменять свое направление. Угол между вектором скорости невозмущенного потока и плоскостью, касательной к СУ, называют местным углом наклона СУ - β.

Угол между векторами скорости до СУ и после него называется местным углом поворота потока - θ.

При малых углах поворота потока изменение коэффициента давления на СУ можно определить по формуле:

$$C_p = \frac{p - p_1}{\rho_1 V_1^2 / 2} = \pm \frac{2\theta}{\sqrt{M_1^2 - 1}}, \text{ где}$$

индексом «1» обозначены параметры потока до СУ, а знак ± показывает направление изменения угла θ.

Скачки уплотнения бывают различных типов в зависимости от формы обтекаемого тела, угла атаки набегающего потока, скорости обтекания. В зависимости от этих факторов СУ бывают:

1) неприсоединенные – возникают при обтекании затупленных тел и не имеют точек соприкосновения с обтекаемым телом.

2) присоединенные – возникают при симметричном обтекании тонкого заостренного тела (конуса).

3) плоский – скачок в виде бесконечной плоскости (рис. 15). Если $\beta < \pi/2$ - косой СУ, если $\beta = \pi/2$ - прямой СУ.

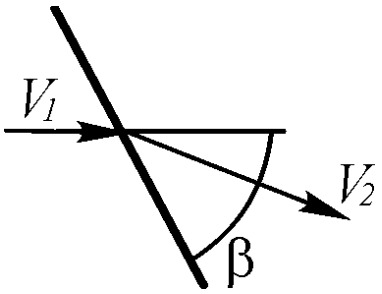


Рис. 15. Плоский СУ

Косые СУ могут пересекать сверхзвуковую область, упираясь одним из своих концов в прямой СУ, замыкающий эту область. Такой СУ называется лямбдаобразный (рис. 16).

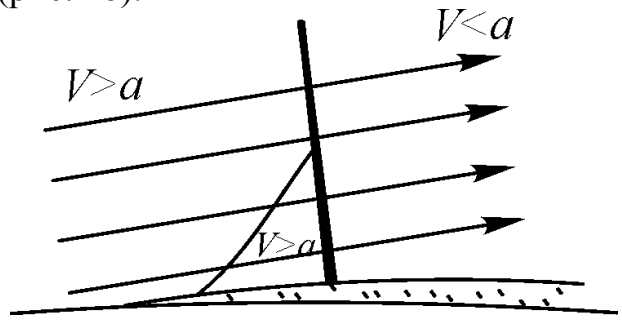


Рис. 16. Лямбдаобразный СУ

4) головной – возникает перед обтекаемым телом.

5) кормовые – возникают у кормовой части тела.

При обтекании ЛА головные и кормовые СУ возникают во всех частях самолета. Они взаимодействуют друг с другом, с веерами волн разрежения, струями двигателей, поверхностью ЛА.

СУ могут возникнуть у поверхности ЛА при больших дозвуковых скоростях, когда появляются местные сверхзвуковые зоны. Такие СУ называются местными.

При пересечении скачка уплотнения давление, плотность и температура скачкообразно возрастают, а скорость и число Маха также скачкообразно уменьшаются. При этом скорость может изменить свое направление.

СУ значительно изменяют картину обтекания тела и являются причиной возникновения дополнительного сопротивления, которое называется волновым.

5. ПОГРАНИЧНЫЙ СЛОЙ

5.1.Понятие пограничного слоя

Рассмотрим обтекание вязкой жидкостью плоской пластины, расположенной под нулевым углом атаки к потоку. Как уже объяснялось выше, частицы жидкости, проходящие близко к поверхности будут тормозиться за счет вязкости и наличия трения. Скорость частиц на стенке равна скорости самой стенки, то есть нулю. Вдали от стенки скорость будет такой же, как и в невозмущенном потоке. Таким образом, получаем, что вблизи пластины есть некий тонкий слой жидкости, в котором скорость изменяется от 0 на стенке до значения 0.99 от скорости набегающего потока. Этот слой называется пограничным слоем (см. раздел 1.3). Границей этого слоя является воображаемая поверхность, на которой скорость частиц пограничного слоя (ПС) становится равной скорости набегающего потока (рис. 17). Расстояние от тела до этой поверхности называется толщиной ПС и обозначается δ. Толщина ПС увеличивается по мере удаления от носка тела, так как увеличивается количество заторможенной жидкости.

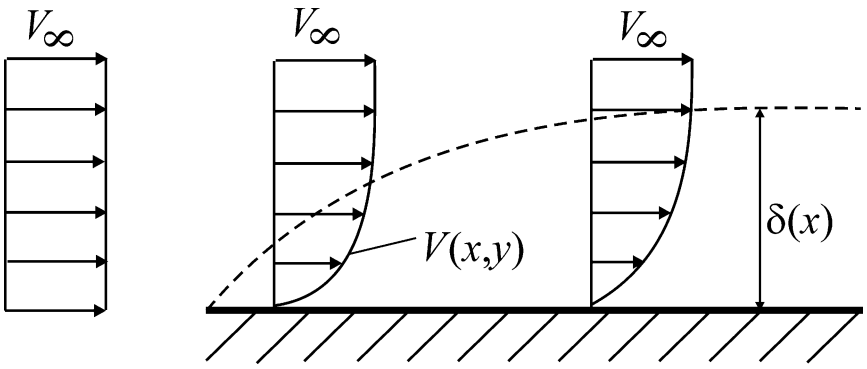


Рис. 17. Пограничный слой на теле

При обтекании тела вязким потоком всю область вокруг тела можно условно разделить на три части (рис. 18). Область *1* – это тонкий ПС, в котором градиент скорости по нормали к поверхности высок, и здесь необходимо учитывать силы трения. Область *2* – это спутный след. Он возникает из-за того, что скорости частиц ПС, стекающего с тела, меньше скорости невозмущенного потока. В этой области течение нестационарное с образованием вихрей. Область *3* – это все остальное пространство, в котором жидкость можно считать идеальной, а движение отдельных частиц – без вращения. Таким обра-

зом, законы течения вязкой жидкость необходимо применять только к областям *1* и *2*.

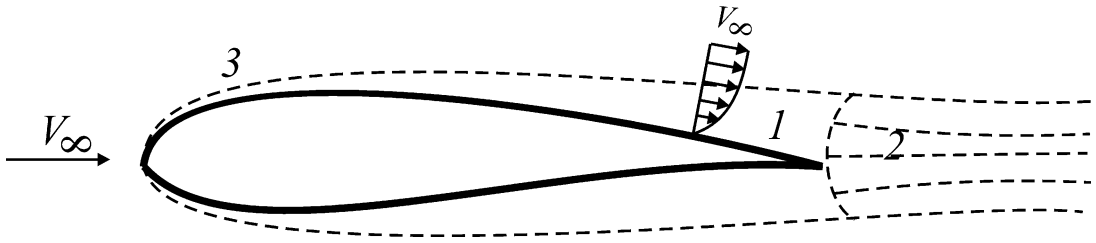


Рис. 18. Структура течения около тела

5.2.Ламинарный и турбулентный ПС

Течения в ПС зависят от скорости обтекания. При небольшой скорости набегающего потока течение в нем упорядочено и имеет четко выраженную слоистую структуру. Частицы вращаются лишь вокруг своей оси, поперечного перемещения частиц нет, каждая частица находится в пределах одного и того же бесконечно тонкого слоя. Такой ПС называется ламинарным (ЛПС). Процессы обмена в таком ПС являются молекулярными (т.е. за счет столкновения и отталкивания молекул).

Если скорость набегающего потока велика, то частицы среды движутся сложным неупорядоченным образом, с интенсивным перемешиванием в поперечном направлении. Такой ПС называется турбулентным (ТПС). Процессы обмена в этом ПС – турбулентные, т.е. за счет перемешивания слоев.

В ТПС непосредственно у поверхности обтекаемого тела возникает ламинарный (или вязкий) подслой, толщина которого равна 0.01 от толщины всего ПС. В этом подслое молекулярные процессы обмена преобладают над турбулентными. Его образование является следствием демпфирующего влияния стенки (т.е. стенка гасит большие скорости турбулентного ПС и он становится ламинарным).

Обычно ПС на теле бывает смешанным (рис. 19): на носовой части он ламинарный, а затем, потеряв устойчивость, на остальной части тела становится - турбулентным. Переход от ЛПС к ТПС происходит в некоторой области, называемой переходной. Однако для удобства расчетов будем считать, что переход происходит мгновенно, в некоторой точке, называемой точкой перехода. Положение x_m точки перехода на пластине зависит от скорости набегающего потока и вязкости.

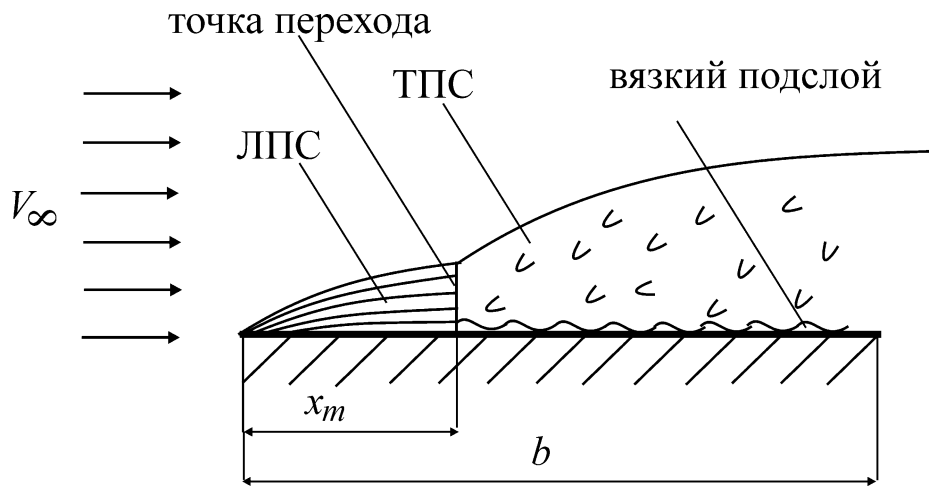


Рис. 19. Структура ПС на теле

Безразмерная координата точки перехода является важной характеристикой ПС: $\bar{x}_m = x_m / b$. Число Рейнольдса, соответствующее координате точки перехода называют критическим:

$$Re_{кр} = \frac{V x_m}{\nu}.$$

Критическое число Рейнольдса можно повысить, то есть оттянуть момент перехода ЛПС в ТПС. На крыле это возможно путем обеспечения более гладкой поверхности. $Re_{кр}$ для плоской пластины зависит от чисел Re_∞ и M_∞, шероховатости поверхности, степени турбулентности набегающего потока, теплообмена между средой и поверхностью.

Профиль скорости ТПС имеет более «наполненную» форму (рис. 20). Это является следствием турбулентного массообмена в нормальном к стенке направлении.

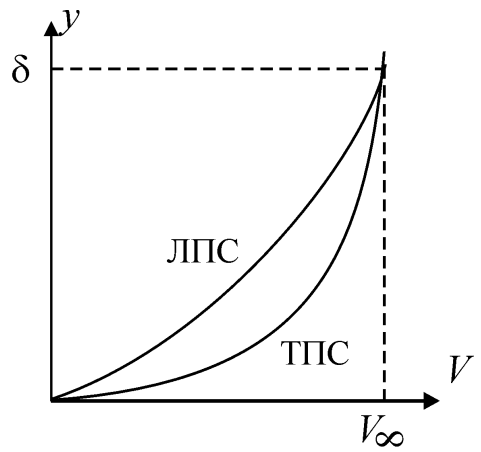


Рис. 20. Эпюры скорости в ЛПС и ТПС

Толщина ПС увеличивается по направлению от носка тела к его задней кромке. Она определяется по формулам:

$$\delta_л = \frac{5x}{Re_x^{0.5}} \quad и \quad \delta_m = \frac{0.37x}{Re_x^{0.2}},$$

где x – текущая координата. Чтобы определить толщину ПС на конце ламинарного или турбулентного участков, необходимо взять $x = b$, при этом $Re_x = \frac{V_\infty x}{\nu}$.

Из этих формул можно сделать следующие выводы:

1. На равных расстояниях от передней кромки ТПС толще ЛПС.

2. С удалением от передней кромки толщина ТПС растет быстрее, чем ЛПС. Это объясняется более интенсивным перемешиванием в ТПС.

3. С ростом числа *Re* толщина ПС убывает, причем толщина ЛПС убывает сильнее, чем ТПС.

5.3.Характеристики ПС

Из характера распределения скорости в ПС следует, что в ПС из-за вязкости среды протекает меньшая масса газа по сравнению с идеальной средой. Эта потерянная масса характеризуется толщиной вытеснения (это расстояние по нормали к поверхности, которое определяет смещение линий тока, вследствие вытесняющего действия пограничного слоя). Фактически тело из-за наличия на нем ПС становится «толще» на величину толщины вытеснения.

Толщина вытеснения

$$\delta^* = \int_0^\delta \frac{\rho}{\rho_\infty}\left(1-\frac{V_x}{V_\infty}\right)dy.$$

Или для ЛПС: $\delta^* = \dfrac{1{,}72x}{\sqrt{Re_x}}$, для ТПС $\delta^* = \dfrac{0{,}046x}{\sqrt[5]{Re_x}}$.

Пограничный слой, меняя форму исходного тела, перераспределяет давление по его поверхности. То есть происходит как бы обратное влияние ПС на внешнее обтекание.

Другая характеристика ПС – толщина потери импульса. Она характеризует уменьшение количества движения массы газа, протекающего через рассматриваемое сечение, вследствие действия вязкости:

$$\delta^{**} = \int_0^\delta \frac{\rho V_x}{\rho_\infty V_\infty}\left(1-\frac{V_x}{V_\infty}\right)dy.$$

Или для ЛПС: $\delta^{**} = \dfrac{0.664x}{\sqrt{Re_x}}$, для ТПС $\delta^{**} = \dfrac{0{,}036x}{\sqrt[5]{Re_x}}$.

С ростом толщины ПС величины δ* и δ** увеличиваются. Эти три величины связаны соотношением:

в ЛПС $\delta^{**} \approx 0.46\delta^* \approx 0.12\delta$

в ТПС $\delta^{**} \approx (0{,}7\ldots0{,}8)\delta^* \approx (0.09\ldots0{,}1)\delta$.

5.4.Сопротивление трения плоской пластины

Следующей задачей в практической аэродинамике является задача определения сопротивления трения, которое составляет до 50% общего сопротивления тела.

Рассмотрим сопротивление трения простейшего тела – плоской пластины, поскольку многие части ЛА можно с большей или меньшей степенью достоверности представить именно как плоскую пластину.

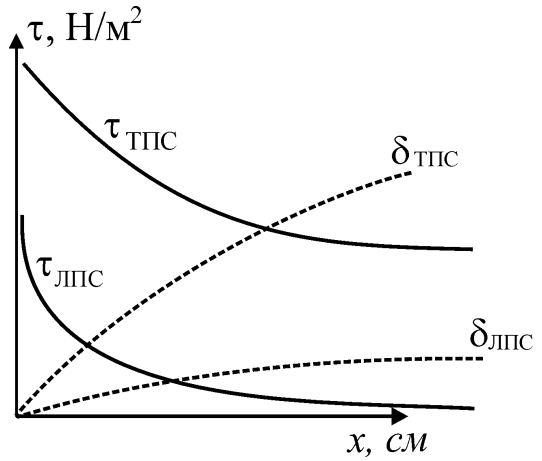


Рис. 21. Распределение напряжения трения и толщины ПС по длине плоской пластины

Напряжение трения на поверхности обтекаемого тела зависит от толщины ПС:

$$\tau_{cm} = \mu\left(\frac{\partial V_x}{\partial y}\right)_{cm} \qquad (19)$$

В окрестности носка тела толщина ПС мала, а градиент скорости по нормали к поверхности очень велик (стремится к бесконечности). По мере роста толщины ПС градиент скорости вдоль поверхности уменьшается, следовательно, уменьшается напряжение трения. При этом напряжение на стенке в ТПС больше, чем в ЛПС. Это объясняется тем, что в ТПС градиент скорости больше, чем в ЛПС (рис. 20), следовательно, по формуле (19) получаем, что напряжение в ТПС больше, чем в ЛПС.

Напряжение трения на стенке представляет собой довольно сложную функцию от координаты x. Но если зависимость $\tau_{ст} = \tau_{ст}(x)$ известна, то можно найти силу одностороннего сопротивления трения пластины, а отнеся эту силу к скоростному напору и площади пластины, получим суммарные коэффициенты сопротивления трения

для ЛПС $$c_{Fл} = \frac{1.328}{\sqrt{Re_\infty}}$$

для ТПС $$c_{FT} = \frac{0.074}{\sqrt[5]{Re_\infty}} \text{ при } Re_\infty < 5\text{x}10^6,$$

$$c_{FT} = \frac{0.455}{(\lg Re_\infty)^{2.58}} \text{ при } 2.5\text{x}10^5 < Re_\infty < 5\text{x}10^8.$$ (более универсальная формула). В этих формулах число Рейнольдса определяется по всей длине пластины.

В случае смешанного ПС наличие ЛПС на носке уменьшает полное сопротивление пластины. Определить сопротивление пластины в случае смешанного ПС можно по формуле

$$c_F = c_{FT} - (c_{FTx} - c_{Fлx})\bar{x}_T,$$

где c_{FT} – коэффициент трения всей пластины при ТПС, c_{FTx} и $c_{Fлx}$ - коэффициенты трения соответственно для ТПС и ЛПС при критическом числе Рейнольдса.

5.5.Влияние шероховатости поверхности на характеристики ПС

Если стенка, вдоль которой течет поток, не является идеально гладкой, то фактор шероховатости достаточно сильно сказывается на характеристиках

ПС: может измениться положение точки перехода, а также величина сопротивления трения.

Шероховатость поверхности – это совокупность микронеровностей обработанной поверхности, т.е. наличие на ней выступов или впадин, расстояние между которыми примерно равно их высоте и много меньше толщины ПС (рис. 22).

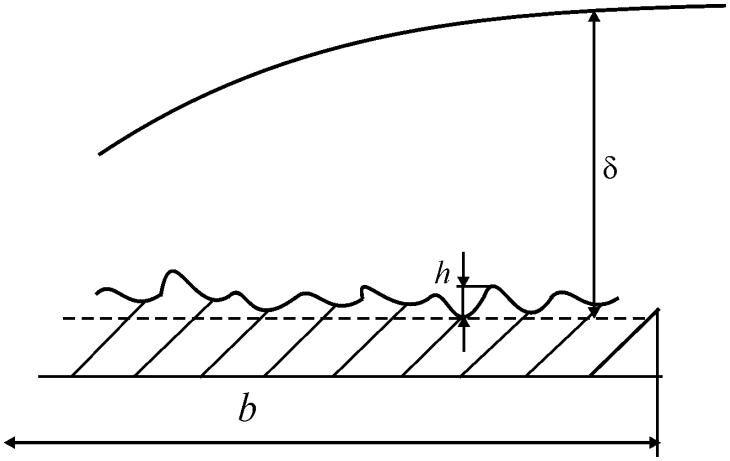


Рис. 22. Шероховатость поверхности

Виды шероховатостей очень разнообразны. Они могут быть следствием механической обработки поверхности, нанесения на нее различных покрытий, а также присутствия на поверхности бугорков, проволочек и т.д., имеющих функциональное назначение. Равномерно распределенная по поверхности шероховатость характеризуется относительной шероховатостью: $\bar{h} = h/b$. Самое большое значение абсолютной шероховатости h у матовых эмалей, нанесенных кистью, самое маленькое – у стекла.

Шероховатость поверхности способствует более быстрому переходу ЛПС в ТПС, то есть точка перехода смещается к передней кромке тела. Это связано с тем, что шероховатость вызывает дополнительные возмущения в ЛПС и способствует его турбулизации. В результате увеличения длины ТПС увеличивается суммарная сила сопротивления трения. При числах Рейнольдса 10^7 и шероховатости 15…20 мкм почти весь ПС становится турбулентным. При дальнейшем увеличении шероховатости сопротивление трения будет еще больше увеличиваться, что связано со взаимодействием бугорков шероховатости и вязкого подслоя. Вязкий подслой будет срываться с бугорков, не только сильно турбулизируя ПС, но и вызывая появление разности давлений на передней и задней частях бугорков, что приведет к повышению суммарного сопротивления.

5.6.Отрыв ПС

Пограничный слой не всегда прилегает к обтекаемой поверхности на всем ее протяжении. В реальных условиях он может отойти от поверхности, не доходя до кормовой части тела. Такое течение называют отрывным (рис. 23).

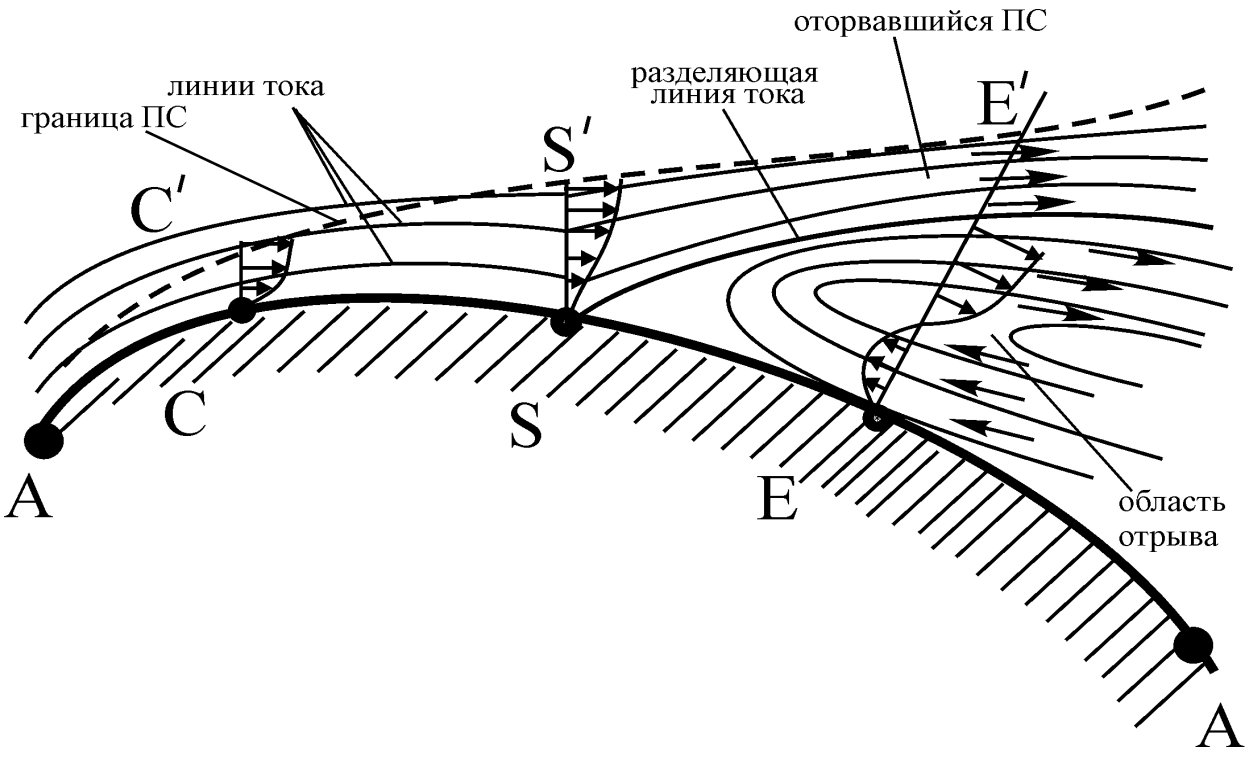


Рис. 23. Отрыв пограничного слоя

Рассмотрим причины отрыва ПС в плоскопараллельном потоке, обтекающем криволинейную поверхность АА (рис. 23). Минимум давления располагается в сечении СС’, где скорость максимальна (минимальное сечение струйки). Вниз по течению сечение струйки увеличивается, скорость падает, давление возрастает: $\partial p/\partial x > 0$ (положительный градиент давления). Частицы ПС, перемещаясь вниз от сечения СС’, переходят из области с меньшим давлением в область с большим давлением. Для такого перехода необходимо затратить энергию – кинетическую энергию частиц. Следовательно, скорость частиц на поверхности АА ниже сечения СС’ будет уменьшаться. Частицы, движущиеся вблизи стенки, имеют меньшую скорость, меньшую кинетическую энергию и, следовательно, быстрее ее израсходуют и затормозятся (сечение SS’). Ниже этого сечения частицы уже не смогут преодолеть повышающееся давление (так как у них нет кинетической энергии). Это вызовет у поверхности тела обратное движение частиц навстречу основному потоку. В результате этого поток отделится от поверхности, произойдет отрыв потока. Линию тока, отделяющую течение в области отрыва от основного течения, называют разделяющей линией тока, а точку S – точкой отрыва ПС.

В точке отрыва $\left(\dfrac{\partial V_x}{\partial y}\right)_{y=0} = 0$, напряжение трения на стенке равно 0.

Представленная схема позволяет установить, что отрыв ПС вызван совместным действием вязкости и положительного градиента давления. Очевидно также, что увеличение кинетической энергии частиц в пристеночной части

ПС сместит точку отрыва вниз по потоку. Поэтому ТПС менее склонен к отрыву, чем ЛПС.

После отрыва ПС изменяется обтекание тела внешним потоком и происходит отрыв потока. Отрыв потока приводит к изменению распределения давления по поверхности тела, что вызывает уменьшение подъемной силы крыла и увеличение лобового сопротивления за счет сил давления, которые значительно превосходят силы трения. Поэтому при проектировании ЛА стараются не допускать отрыва потока на крыле, для чего применяют различные геометрические и конструктивные решения.

5.7.Парадокс Даламбера – Эйлера

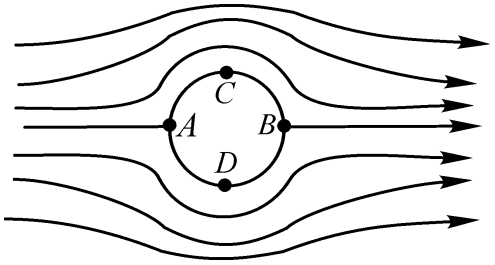


Рис. 24. Обтекание бесконечного цилиндра

Рассмотрим обтекание бесконечного цилиндра потоком идеального газа (рис.24). Невязкая среда скользит вдоль цилиндра, полностью обтекая его. В этом случае картина линий тока будет абсолютно симметричной относительно горизонтальной плоскости. Тогда в точках A и B давление будет одинаковым и равным полному давлению p_0, а в точках C и D – также одинаково и минимально. Следовательно, давление на цилиндр спереди и сзади будет одинаково, а результирующая сила давления равна 0. Такой же результат получится и для тел другой формы. Этот вывод, не соответствующий действительности, носит название парадокса Даламбера – Эйлера.

Рассмотрим обтекание профиля потоком идеальной жидкости (рис. 25). Распределение давления в этом случае показано на графике пунктирной линией и на конце профиля должно реализовываться условие $p_A = p_B = p_0$. То есть при обтекании профиля идеальной жидкостью на профиле должны быть две критические точки A и B. И в итоге сила, действующая на профиль слева от максимального сечения, будет уравновешена силой справа. То есть опять-таки лобовое сопротивление отсутствует.

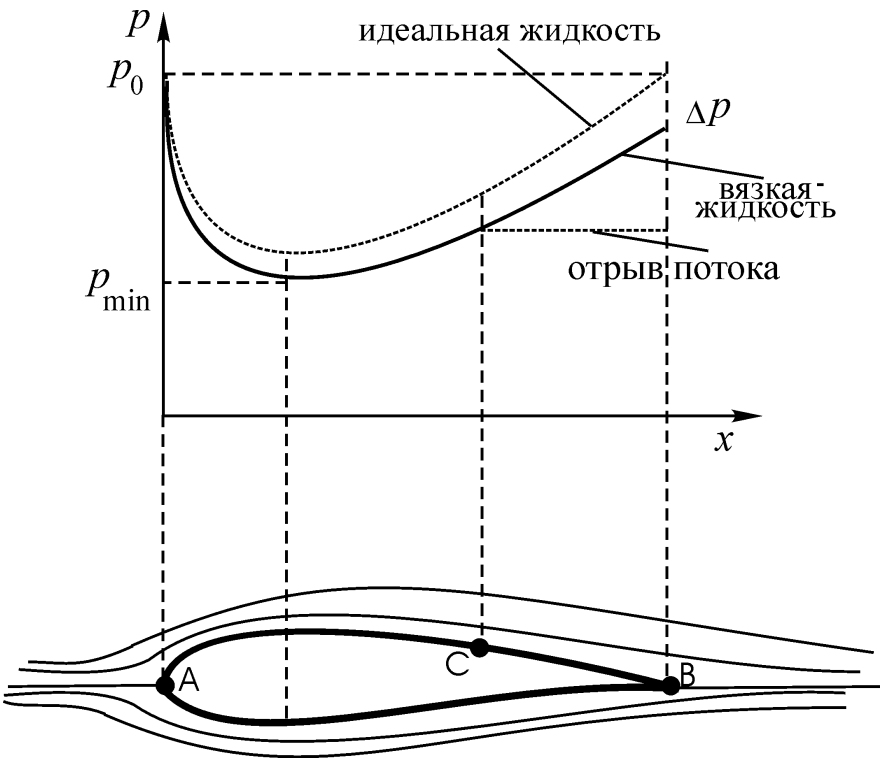


Рис. 25. Распределение давления по профилю

Рассмотрим сначала безотрывное обтекание тела реальной вязкой средой. В этом случае за счет наличия на теле ПС происходит как бы утолщение конца профиля на величину толщины вытеснения. При этом скорость на конце профиля отлична от 0, а давление не достигает максимального значения p_0 (задняя критическая точка не реализуется). То есть возникает потеря давления на величину Δp, и на переднюю часть профиля действует большее давление, чем на заднюю. То есть помимо сопротивления трения, на профиль действует еще одно сопротивление, называемое сопротивлением давления. Сопротивление давления – это разность сил давления, действующих на переднюю и хвостовую части тела. Сумма сопротивлений трения и давления называется профильным сопротивлением тела.

Если на хвостовой части профиля происходит отрыв потока, то разность давлений Δp значительно увеличивается, и, следовательно, увеличивается сопротивление давления.

Нарушение парадокса Даламбера-Эйлера в вязкой среде происходит за счет вязкого взаимодействия тела и потока и за счет отрыва потока, которые приводят к появлению сопротивления давления.

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.

6.1.Геометрические характеристики основных частей самолета

Основными частями самолета являются: крыло, фюзеляж, оперение, шасси, силовая установка, бортовое оборудование (рис. 26). В данном разделе интересны, 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 случае не будем заострять на этом внимание.

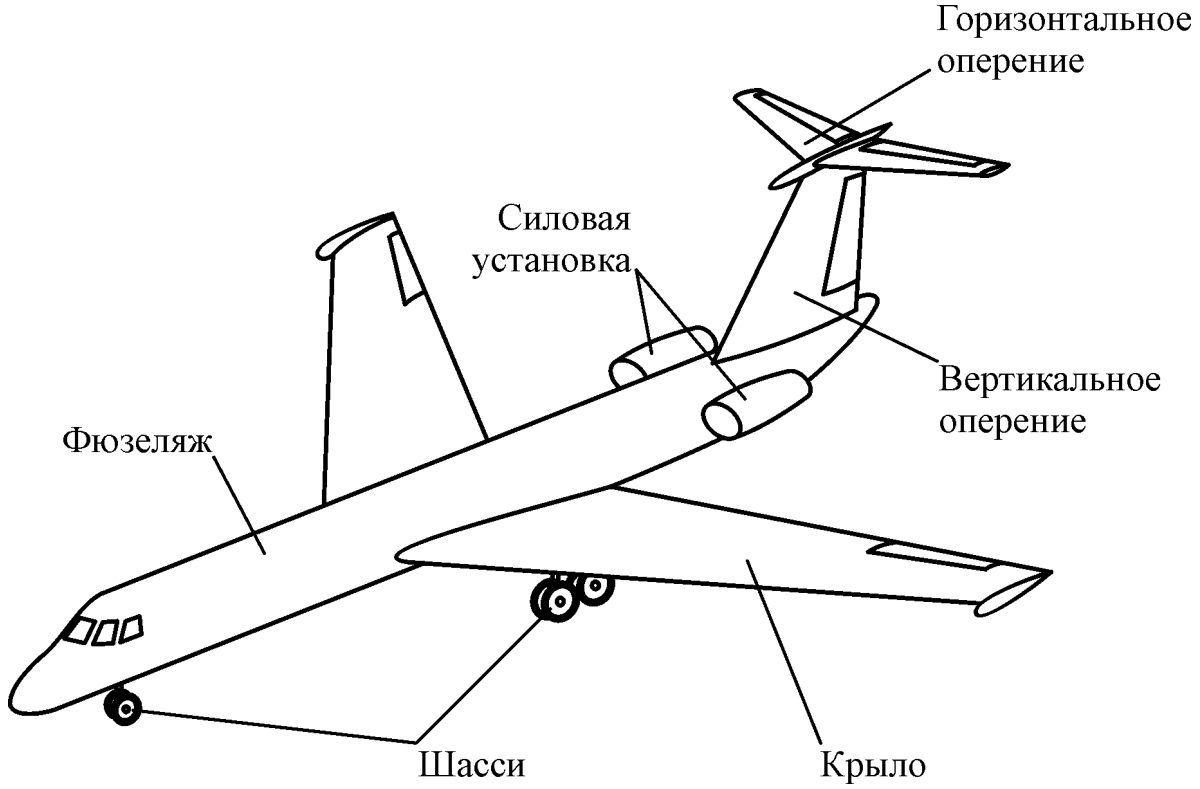


Рис. 26. Общий вид самолета

6.1.1.Крыло

К р ы л о 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.27 приведены наиболее распространенные формы профилей.

Геометрические характеристики профиля показаны на рис.28. 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: $y_в=f(x)$ и $y_н=f(x)$. При этом начало системы координат располагают в передней точке хорды, а саму хорду – на оси $0x$.

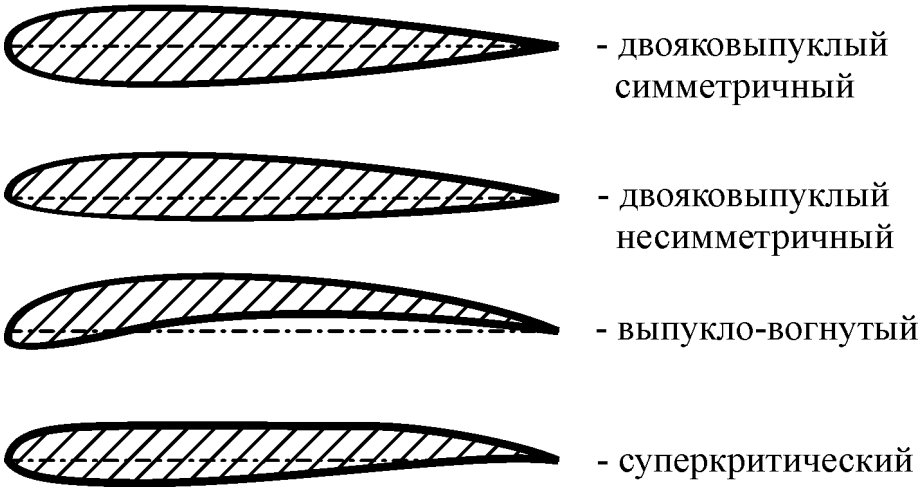


Рис. 27. Формы профилей

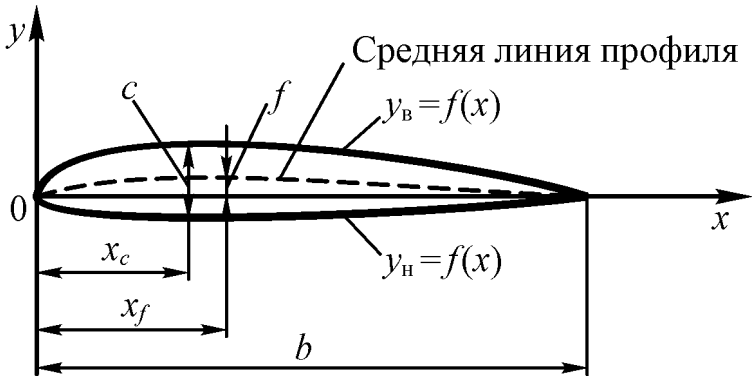


Рис. 28. Геометрические характеристики профиля

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

$$\bar{c} = \frac{c_{\max}}{b} \cdot 100\%,$$

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

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:

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

где x_c – абсцисса максимальной толщины профиля.

Величина $\bar{x}_c$ для дозвуковых самолетов колеблется в пределах 25 ÷ 30 %, для сверхзвуковых – 40 ÷ 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: $y_{ср}(x)=0{,}5[y_в(x)+y_н(x)]$.

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

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

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: $f_{\max} = 0{,}5(y_в + y_н)_{\max}$.

Относительная вогнутость профилей современных самолетов находится в пределах 0 ÷ 4 %.

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

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

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 (рис.29). Форма крыла в плане сильно влияет на летно-технические характеристики самолета и выбирается исходя из условия их обеспечения.

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

Р а з м а х к р ы л а $l_{кр}$ – расстояние между двумя плоскостями, параллельными базовой плоскости самолета и проходящими через концы крыла (рис.30).

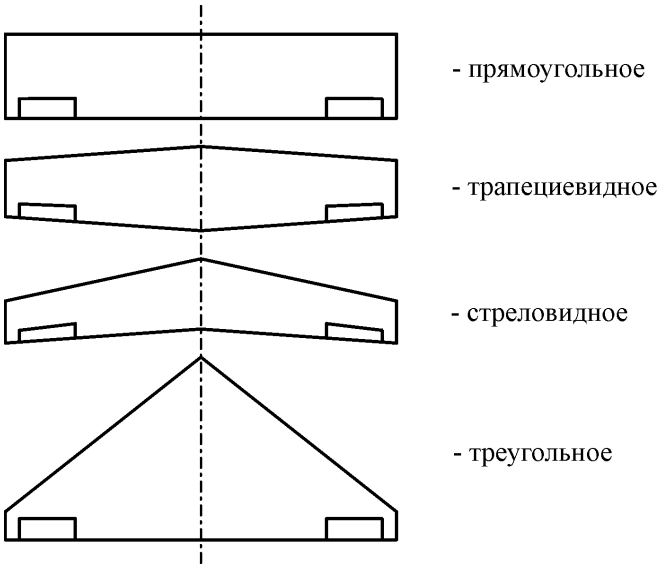


Рис. 29. Формы крыла в плане

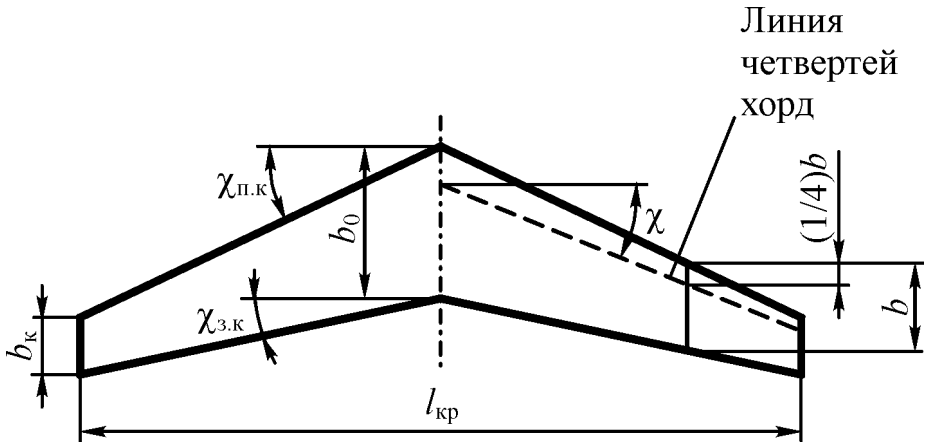


Рис. 30. Геометрические характеристики крыла в плане

К о р н е в а я х о р д а к р ы л а b_0 – хорда крыла в базовой плоскости самолета.

К о н ц е в а я х о р д а к р ы л а $b_к$ – хорда крыла в его концевом сечении.

П л о щ а д ь к р ы л а $S_{кр}$ – площадь проекции крыла на базовую плоскость крыла (не путать с базовой плоскостью самолета). Б а з о в о й п л о с к о с т ь ю к р ы л а 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:

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

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

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

Кроме этого, длину, а также положение САХ трапециевидного крыла можно определить, проведя геометрическое построение (см. рис.31).

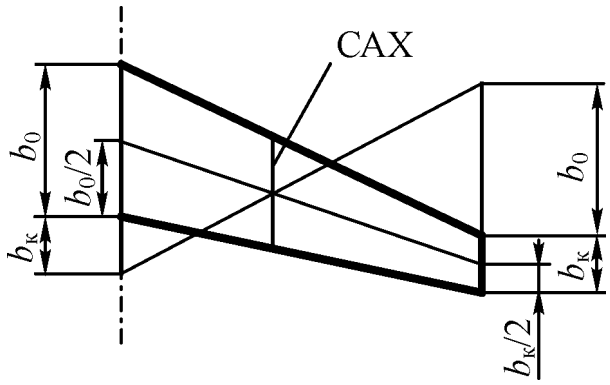


Рис. 31. Геометрическое построение САХ

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

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

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

$$\eta = \frac{b_0}{b_к}. \qquad (26)$$

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 $\chi_{п.к}$ и по задней кромке $\chi_{з.к}$ (рис.30). Если $\chi \neq 0$, то крыло является стреловидным. У современных пассажирских и транспортных самолетов $\chi = 20 \div 35°$.

Форма крыла при виде спереди характеризуется углом ψ между базовой плоскостью крыла и линией четвертей хорд полукрыла (рис. 32). Как правило, линия четвертей хорд крыла располагается таким образом, что напоминает своими очертаниями латинскую букву V. Поэтому угол ψ называют углом поперечного V крыла.

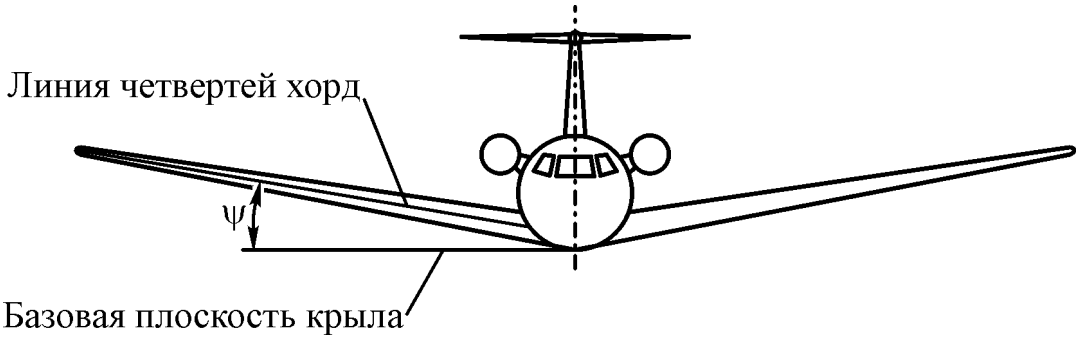


Рис. 32. Угол поперечного V крыла

6.1.2.Оперение

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 то, что оперение самолета делится на горизонтальное и вертикальное (см. рис.26). 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.

6.1.3.Фюзеляж

Фюзеляж предназначен для размещения экипажа, пассажиров, грузов и оборудования. Геометрические характеристики фюзеляжа определяются пассажировместимостью ЛА, обеспечением оптимальных аэродинамических характеристик (АХ) и уровнем комфорта. Как правило, фюзеляж состоит из трех частей: носовой, средней и хвостовой.

Длина фюзеляжа – это наибольший размер фюзеляжа вдоль продольной оси (рис. 33).

Площадь миделевого сечения – это наибольшая площадь сечения фюзеляжа плоскостью, перпендикулярной его продольной оси.

Максимальный эквивалентный диаметр фюзеляжа – это диаметр круга, площадь которого равна площади миделевого сечения фюзеляжа:

$$d_{эф} = \sqrt{\frac{4S_{мф}}{\pi}}.$$

По этой формуле вычисляют эквивалентный диаметр для фюзеляжей некруглой формы.

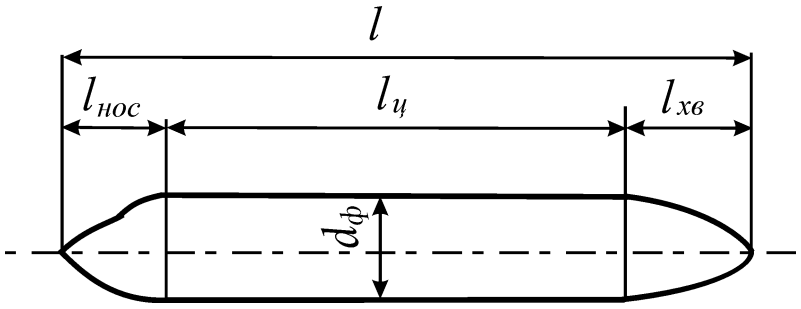


Рис. 33. Геометрические характеристики фюзеляжа

Удлинение фюзеляжа $\lambda_ф$ – это отношение длины фюзеляжа к его максимальному эквивалентному диаметру (для современных магистральных самолетов удлинение фюзеляжа примерно 9…10):

$$\lambda_{ф} = \frac{l_{ф}}{d_{эф}}.$$

Удлинения носовой, цилиндрической и хвостовой частей – это отношение соответствующей длины к диаметру миделя:

$$\lambda_{нос} = \frac{l_{нос}}{d_{м}}; \quad \lambda_{ц} = \frac{l_{ц}}{d_{м}}; \; \lambda_{хв} = \frac{l_{хв}}{d_{м}}.$$

Для тел, имеющих сужающуюся часть (проток) вводят понятие условного удлинения:

$$\lambda_{усл} = \frac{l}{\sqrt{d_{м}^2 - d_0^2}}, \; \lambda_{услнос} = \frac{l_{нос}}{\sqrt{d_{м}^2 - d_0^2}}, \text{ где}$$

d_0 – диаметр входного отверстия воздухозаборника, d_0=(0,8…0,9) $d_м$.

Относительный диаметр донного среза – это отношение диаметра донного среза к максимальному эквивалентному диаметру:

$$\bar{d}_{дон} = \frac{d_{дон}}{d_{эф}}.$$

Смачиваемая площадь фюзеляжа $S_{см}$ – это площадь поверхности, обтекаемой потоком без учета площади донного среза. Для дозвукового ЛА:

$$S_{см} = \left(1 - 0.5\frac{l_{хв}}{l_{ф}}\right)\pi l_{ф} d_{эф}.$$

Геометрические характеристики гондолы двигателей определяются аналогично.

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 (рис. 34). Ось $0X$ лежит в базовой плоскости самолета, она направлена в сторону носовой части и, как правило, параллельна САХ. 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 $0Z$ перпендикулярна базовой плоскости самолета и направлена в сторону правого полукрыла. Эта ось называется поперечной осью.

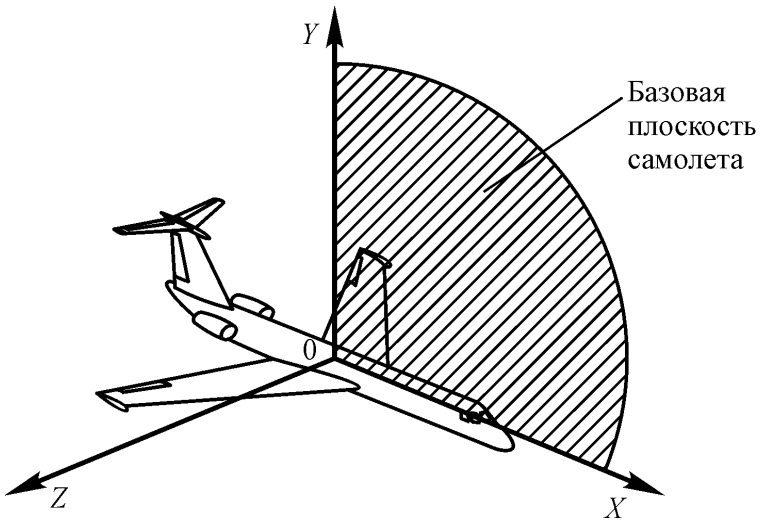


Рис. 34. Связанная система координат

Скоростная система координат $0X_aY_aZ_a$ связана с вектором скорости движения центра масс самолета относительно воздушной среды $\vec{V}$ (рис. 35), ее начало также помещают в центре масс самолета. Ось $0X_a$ в скоростной системе координат всегда совпадает с вектором скорости и называется скоростной осью. Ось $0Y_a$ перпендикулярна вектору скорости, лежит в базовой плоскости самолета и направлена к верхней части самолета. Она называется осью подъемной силы. Ось $0Z_a$ проводят так, чтобы она дополняла оси $0X_a$ и $0Y_a$ до правой системы координат. Эта ось называется боковой осью.

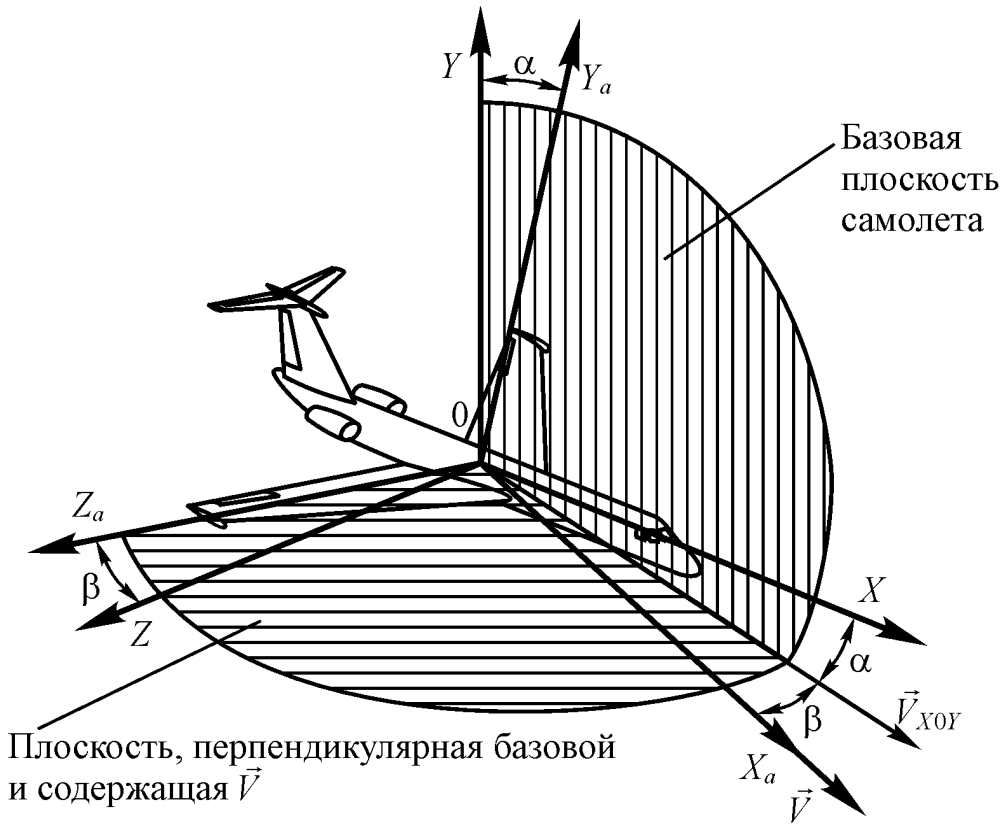


Рис. 35. Скоростная система координат

Для описания взаимного положения осей связанной и скоростной систем координат используются угол атака и угол скольжения. Углом атаки α называется угол между осью $0X$ связанной системы координат и проекцией вектора скорости $\vec{V}$ на базовую плоскость самолета – $\vec{V}_{X0Y}$. Углом скольжения β называется угол между вектором скорости $\vec{V}$ и базовой плоскостью самолета. Легко заметить, что если скольжение отсутствует (β = 0), то определение угла атаки упрощается: угол α будет равен углу между продольной осью $0X$ и вектором скорости $\vec{V}$.

Нормальная система координат $0X_gY_gZ_g$ используется для описания пространственного положения самолета относительно поверхности Земли. Начало координат этой системы совпадает с началом связанной системы координат (рис. 36). Ось $0Y_g$ всегда направлена вверх по местной вертикали, а направление осей $0X_g$ и $0Z_g$ выбирается в соответствии с решаемой задачей, при этом плоскость X_g0Z_g всегда расположена горизонтально. Угол между осью $0X_g$ и проекцией оси $0X$ на горизонтальную плоскость X_{Xg0Zg} называется углом рыскания и обозначается ψ. Угол между продольной осью $0X$ и горизонтальной плоскостью X_g0Z_g называется углом тангажа и обозначается φ. Угол между поперечной осью $0Z$ и горизонтальной плоскостью X_g0Z_g называется углом крена и обозначается γ.

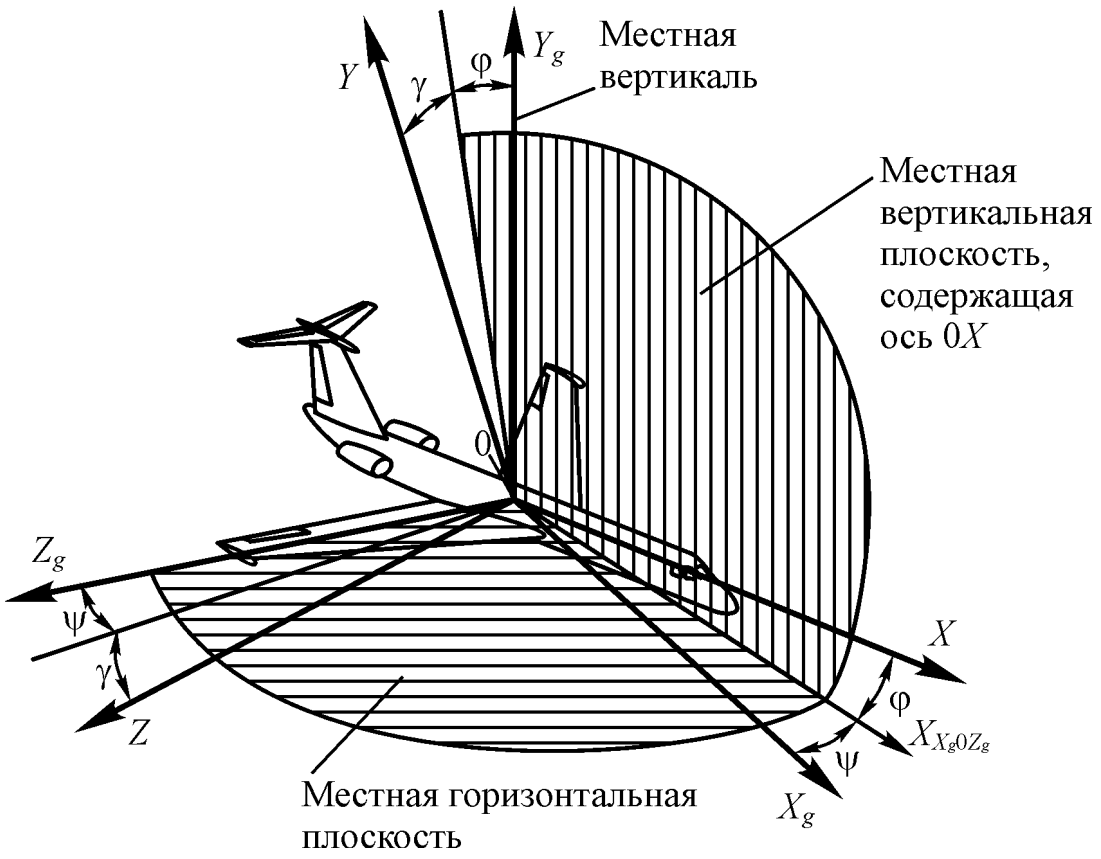


Рис. 36. Нормальная система координат

Траекторная система координат $0X_кY_кZ_к$ 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 $\vec{V}_к$ (земная скорость) будет равна:

$$\vec{V}_к = \vec{V} + \vec{W}, \tag{27}$$

где $\vec{V}$ – скорость самолета относительно воздушной среды;

$\vec{W}$ – скорость ветра относительно Земли.

Траекторная система координат связана с вектором земной скорости $\vec{V}_к$. Начало координат этой системы совпадает с началом связанной системы координат (рис. 37). Ось $0X_к$ совпадает с направлением вектора земной скорости $\vec{V}_к$. Ось $0Y_к$ размещается в вертикальной плоскости, проходящей через ось $0X_к$, и направлена вверх от Земли. Ось $0Z_к$ образует правую систему координат. Траекторная система координат может быть получена из нормальной путем поворота последней на угол пути ξ и угол наклона траектории θ.

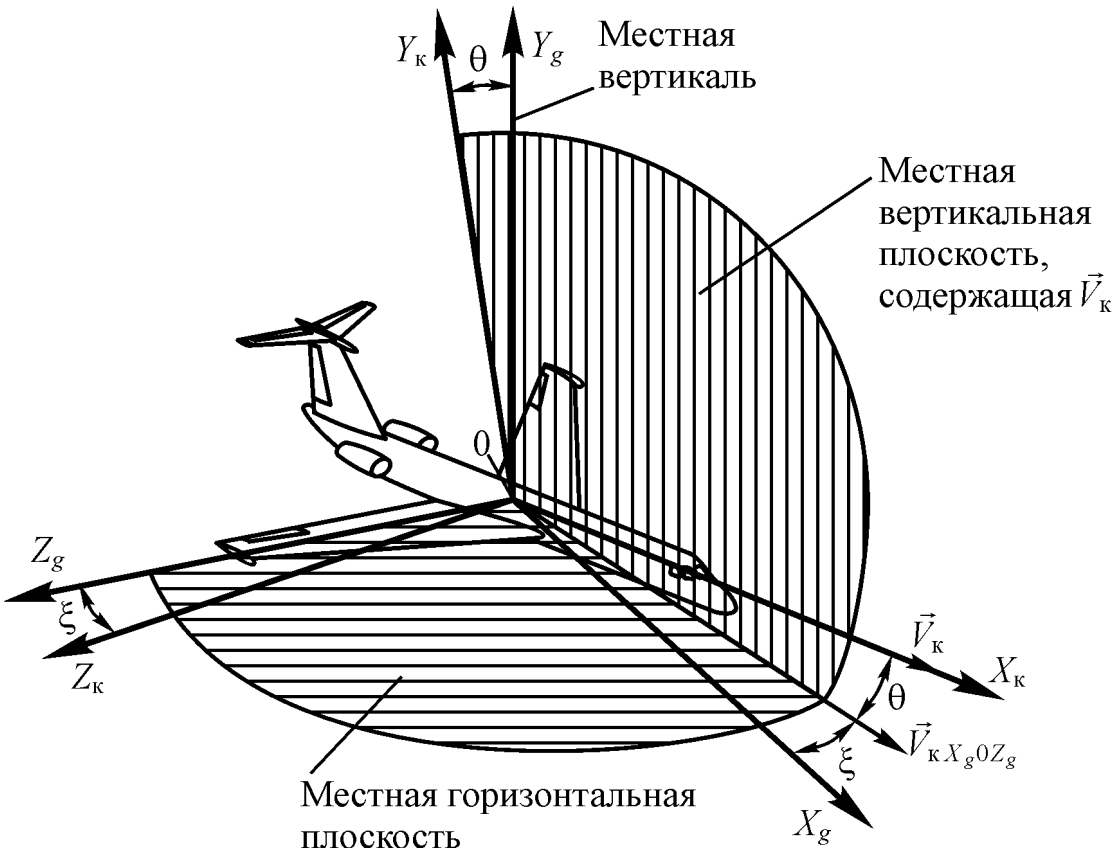


Рис. 37. Траекторная система координат

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

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 $\vec{R}_A$ (рис. 38), а также моменту вокруг центра масс, который называется аэродинамическим моментом и обозначается $\vec{M}$.

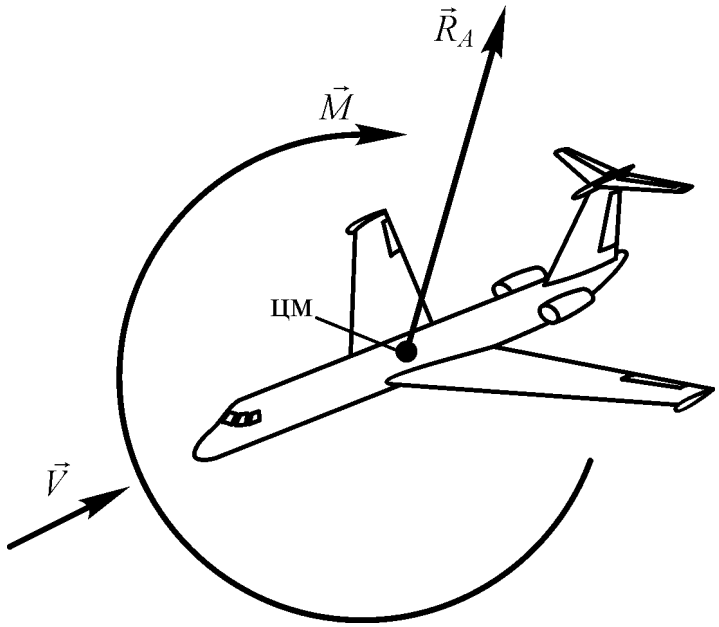


Рис. 38. Аэродинамическая сила и аэродинамический момент, действующие на самолет при его обтекании набегающим потоком

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:

$$R_A = C_R \frac{\rho V^2}{2} S, \tag{28}$$

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:

$$M = m \frac{\rho V^2}{2} S l, \tag{29}$$

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

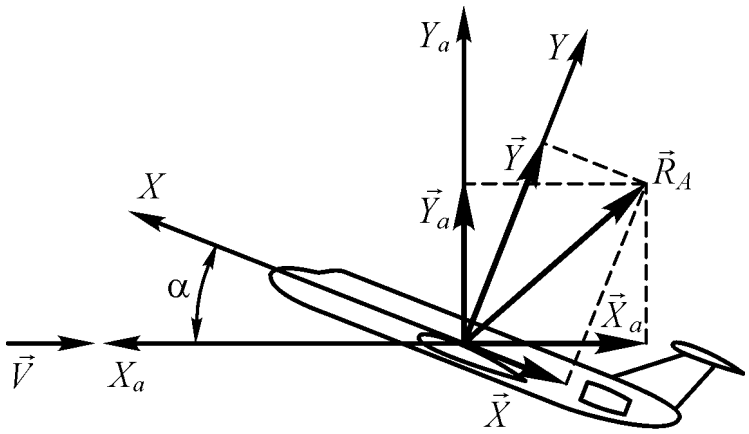


Рис. 39. Разложение аэродинамической силы по осям связанной и скоростной систем координат при β = 0

В дальнейшем мы будем иметь дело в основном с проекциями аэродинамической силы на оси скоростной системы координат. Воспользовавшись формулой (28), 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 $S_{\text{м.ф}}$:

$$X_a = C_{xa}\frac{\rho V^2}{2}S_{\text{м.ф}}, \tag{30}$$

где C_{xa} – коэффициент лобового сопротивления.

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

$$Y_a = C_{ya}\frac{\rho V^2}{2}S_{\text{кр}}, \tag{31}$$

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:

$$Z_a = C_{za} \frac{\rho V^2}{2} S_{в.о}, \tag{32}$$

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 (рис. 40).

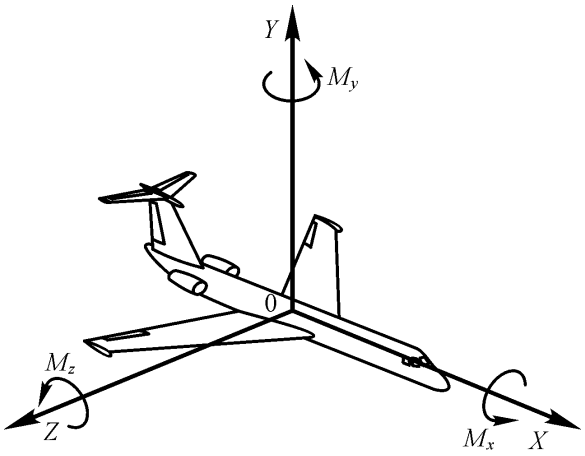


Рис. 40. Составляющие аэродинамического момента в связанной системе координат

Аэродинамический момент относительно оси $0X$ 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:

$$M_x = m_x \frac{\rho V^2}{2} S_{кр}\, l_{кр}, \tag{33}$$

где m_x – коэффициент момента крена.

Аэродинамический момент относительно оси $0Y$ 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:

$$M_y = m_y \frac{\rho V^2}{2} S_{в.о}\, L_{в.о}, \tag{34}$$

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 $0Z$ 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:

$$M_z = m_z \frac{\rho V^2}{2} S_{кр} b_A, \qquad (35)$$

где m_z – коэффициент момента тангажа.

6.3.1.Подъемная сила

Рассмотрим обтекание двояковыпуклого симметричного профиля идеальным газом (рис. 41). 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.

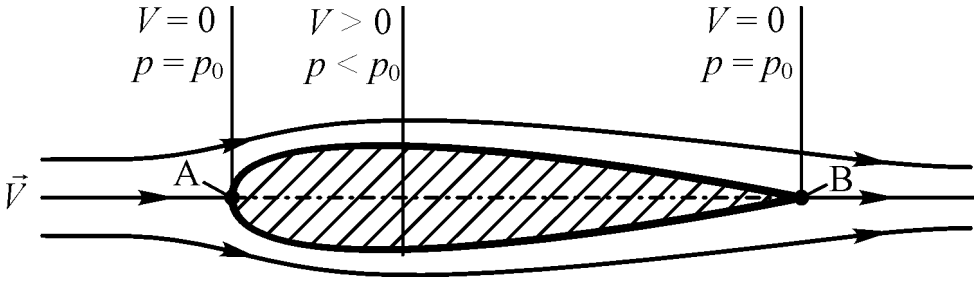
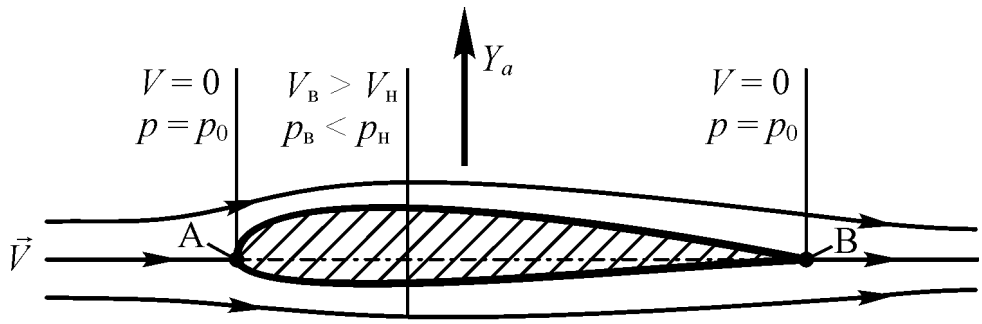


Рис. 41. Обтекание симметричного профиля при $\alpha = 0$
(без образования подъемной силы)

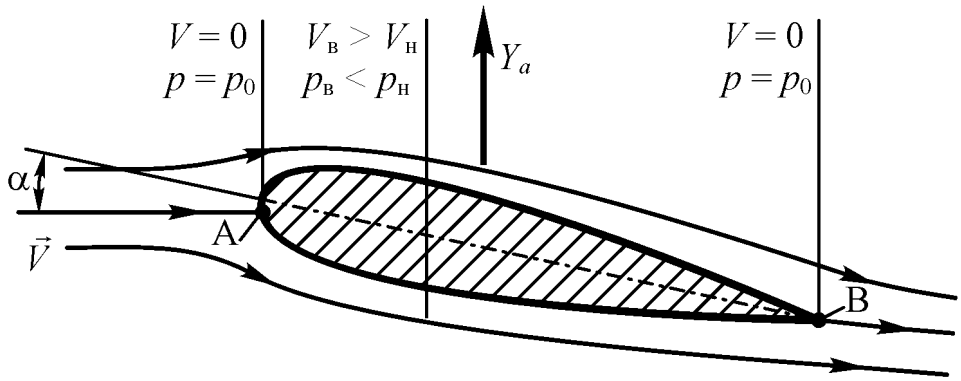
У носка профиля в передней критической точке *A* происходит полное торможение потока, статическое давление в этой точке максимально и равно полному давлению. Далее поток разделяется на два: один обтекает верхнюю поверхность профиля, другой – нижнюю. У задней кромки профиля потоки опять сливаются в задней критической точке *B*. В точке *B* также 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 также 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 рассматривается 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 воздействовать 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 $\alpha \neq 0$ (рис. 42).



а) обтекание несимметричного профиля при $\alpha = 0$



б) обтекание симметричного профиля при $\alpha > 0$

Рис. 42. Обтекание профилей с образованием подъемной силы

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 ($V_в > V_н$). Это приведет к тому, что на верхней поверхности профиля статическое давление будет меньше, чем на нижней ($p_в < p_н$). Из-за этой разности образуется аэродинамическая подъемная сила, направленная вверх.

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 (31) 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. 43, из которого видно,

что при малых углах атаки коэффициент подъемной силы зависит от α линейно.

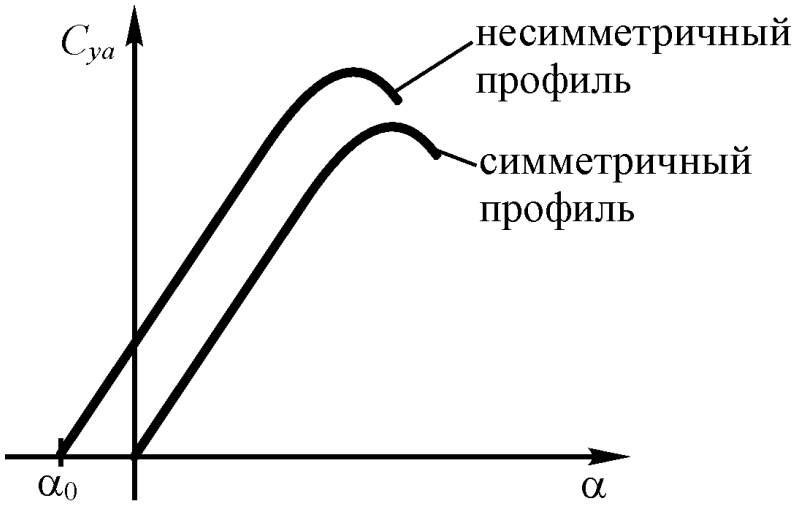


Рис. 43. Зависимость коэффициента подъемной силы от угла атаки

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 к р и т и ч е с к и м у г л о м а т а к и $\alpha_{кр}$ (рис.44). 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.

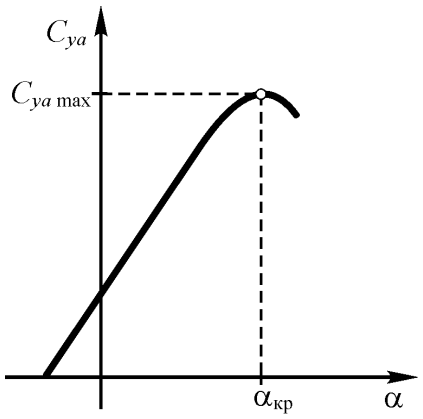


Рис. 44. Соответствие максимального значения коэффициента подъемной силы критическому углу атаки

6.3.2.Сила лобового сопротивления

Выше было отмечено, 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:

$$X_a = X_{a\,\text{тр}} + X_{a\,\text{д}} + X_{ai} + X_{a\,\text{вл}} \tag{36}$$

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

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

X_{ai} – 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:

$$C_{xa\,\text{тр}} = \frac{X_{a\,\text{тр}}}{\frac{\rho V^2}{2} S_{\text{кр}}}. \tag{37}$$

Сила сопротивления давления $X_{a\,д}$ возникает из-за разности давлений, действующих на носовую и хвостовую части обтекаемого тела. Здесь также играет роль вязкость. В процессе обтекания профиля крыла (рис. 45), 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. Результирующая сила будет направлена в сторону хвостовой части, а значит, будет создавать сопротивление движению летательного аппарата.

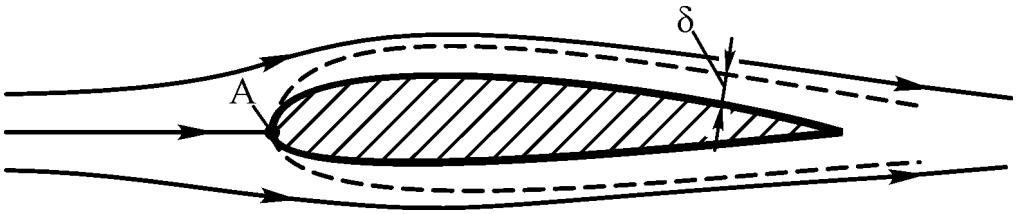


Рис. 45. Обтекание профиля крыла вязким газом

Коэффициент сопротивления давления будет равен:

$$C_{xa\,д} = \frac{X_{a\,д}}{\frac{\rho V^2}{2} S_{кр}}. \qquad (38)$$

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 (рис. 46). 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.

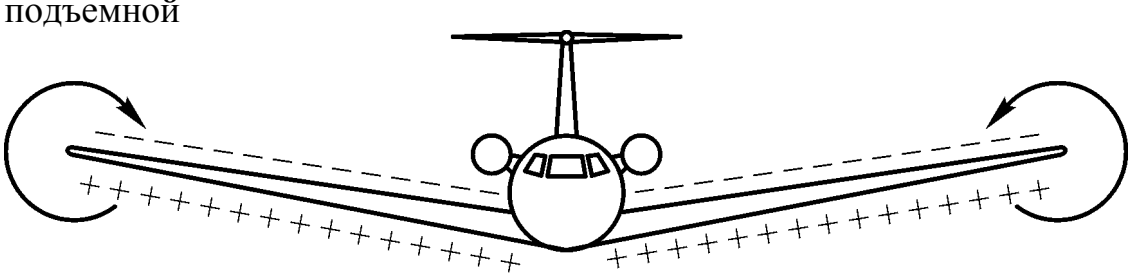


Рис. 46. Образование концевых вихрей на крыле конечного размаха

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:

$$C_{xai} = \frac{1}{\pi\lambda} C_{ya}^2 . \qquad (39)$$

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:

$$C_{xa\,\text{вл}} = \frac{X_{a\,\text{вл}}}{\frac{\rho V^2}{2} S_{\text{кр}}} . \qquad (40)$$

Перепишем формулу (36), перейдя к коэффициентам сил и приняв при этом, что полеты происходят на дозвуковых скоростях, т.е. без образования силы волнового сопротивления:

$$C_{xa} = C_{xa\,\text{тр}} + C_{xa\,\text{д}} + C_{xai} . \qquad (41)$$

Сумма первых двух слагаемых называется коэффициентом профильного сопротивления и обозначается $C_{xa\,\text{пр}}$. Тогда выражение (41), учитывая формулу для коэффициента индуктивного сопротивления (39), можно записать в виде:

$$C_{xa} = C_{xa\,\text{пр}} + \frac{1}{\pi\lambda} C_{ya}^2 . \qquad (42)$$

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. 47.

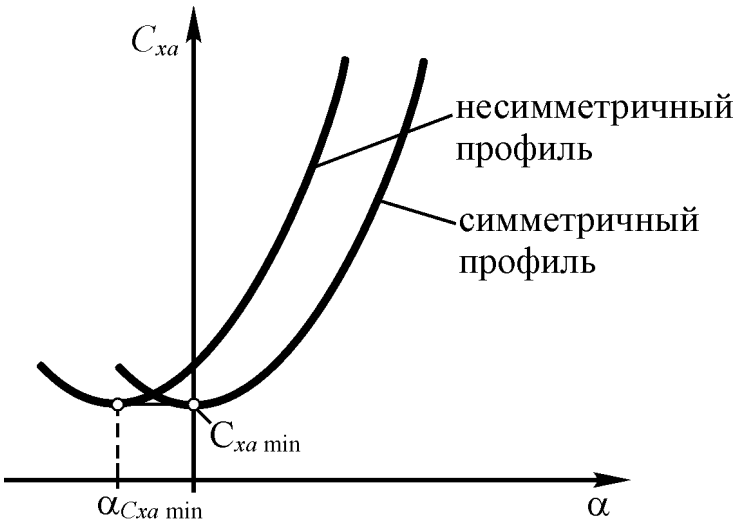


Рис. 47. Зависимость коэффициента силы лобового сопротивления от угла атаки

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

6.3.3.Аэродинамическое качество. Поляра

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

$$K = \frac{Y_a}{X_a} = \frac{C_{ya}}{C_{xa}}. \qquad (43)$$

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.

Коэффициент подъемной силы, при котором аэродинамическое качество будет максимальным K_{max}, называется нивыгоднейшим, также как и угол атаки, на котором оно достигается $\alpha_{нв}$ (рис. 48).

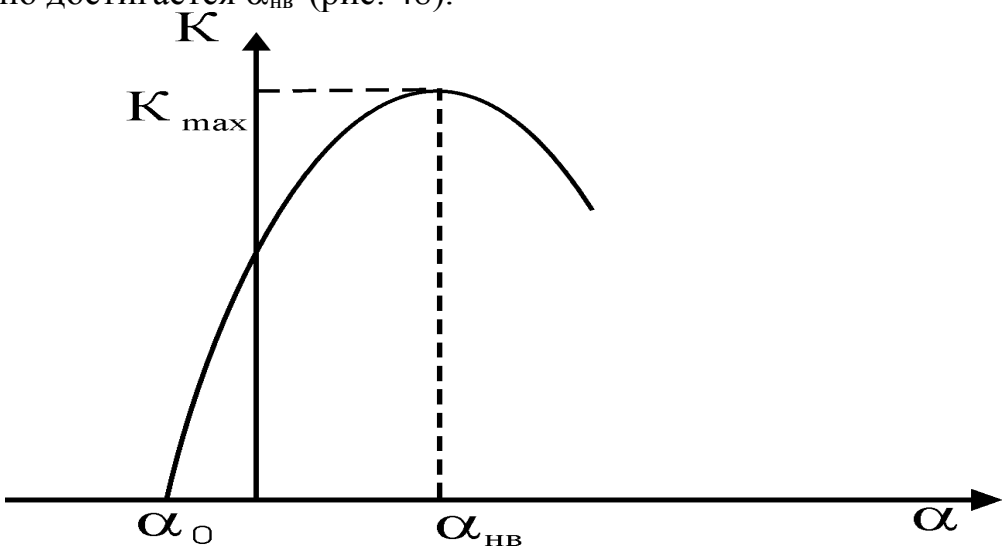


Рис. 48. Зависимость аэродинамического качества от угла атаки

Из формулы (43) видно, что существует взаимосвязь между коэффициентами C_{ya} и C_{xa}. Эта зависимость называется п о л я р о й . На рис.49 приведен график этой зависимости.

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: $\mathrm{tg}\theta = K_{\max}$.

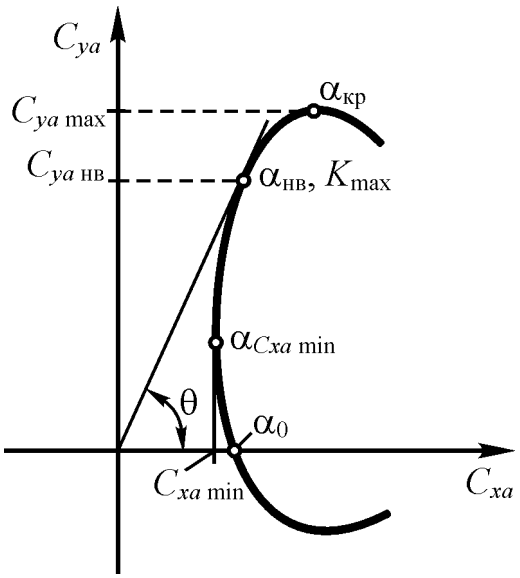


Рис. 49. Поляра крыла

Для каждого профиля значения $K_{мах}$, $\alpha_{нв}$ и $C_{ya\,нв}$ при заданных числах M и Re являются постоянными и не зависят от условий обтекания.

6.3.4.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 а э р о д и н а м и ч е с к о й и н т е р ф е р е н ц и е й .

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.

6.3.5.Моментные характеристики

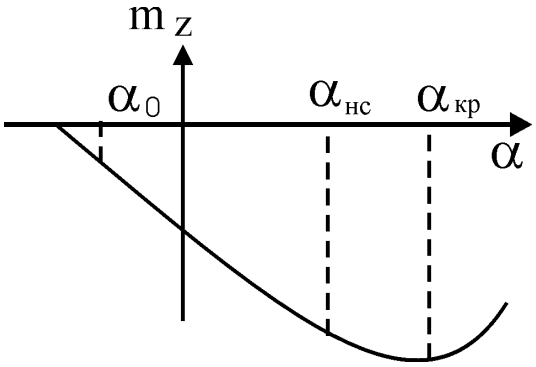


Рис. 50. Зависимость $m_z = f(\alpha)$

Зависимость момента тангажа или его коэффициента от угла атаки $m_z = f(\alpha)$ выражает моментные характеристики профиля. Она также имеет линейный участок, который можно определить выражениями:

$$m_z = m_{z0} + \frac{\partial m_z}{\partial \alpha}\alpha \quad \text{или}$$

$$m_z = m_{z0} + \frac{\partial m_z}{\partial C_{ya}} C_{ya}. \qquad (44)$$

График на рис. 50 отображает зависимость $m_z = f(\alpha)$ для несимметричного профиля, для симметричного $m_{z0} = 0$, при положительной кривизне профиля $m_{z0} < 0$.

6.3.6.Центр давления и фокус профиля

Важными характеристиками профиля являются понятия центра давления и фокуса.

Центр давления профиля – это точка пересечения полной аэродинамической силы с хордой профиля. Центр давления ЛА расположен на его продольной оси, относительно этой точки момент тангажа равен нулю. Безразмерную координату центра давления можно определить (b – хорда):

$$\bar{x}_{цд} = \frac{x_{цд}}{b} = -\frac{m_z}{C_y}.$$

Положение центра давления для несимметричных профилей зависит от угла атаки (рис. 51).

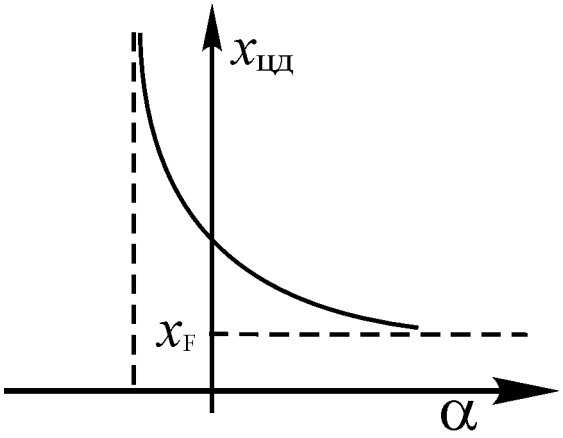


Рис. 51. Положение центра давления и фокуса профиля в зависимости от угла атаки

Фокус профиля по углу атаки – это точка на его хорде, относительно которой момент тангажа остается постоянным при малых изменениях угла атаки:

$$\bar{x}_F = \frac{x_F}{b} = -\frac{\partial m_z}{\partial C_y}.$$

6.3.7.Теорема Н.Е. Жуковского о подъемной силе крыла

Рассмотрим обтекание профиля крыла бесконечного размаха потоком идеального газа под некоторым углом атаки. Ранее был рассмотрен характер изменения скорости вокруг профиля: над профилем скорость потока увеличивается, под профилем - уменьшается. Модель течения представлена на рис. 52:

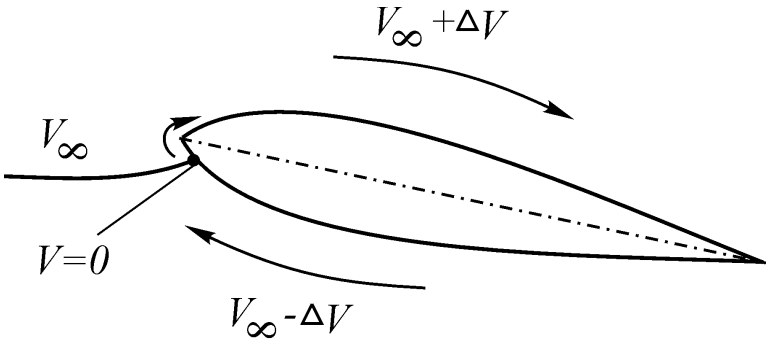


Рис. 52. Изменение скорости при обтекании профиля

Так как давление в передней критической точке максимально, то поток начнет перетекать через носок профиля (скорость при этом увеличится и в околоносковой области возникнет разрежение). Согласно такой модели, мы видим, что существует циркуляция скорости вокруг профиля.

С другой стороны, существует кинематический объект также создающий циркуляцию скорости – это вихрь. Н.Е. Жуковский предложил заменить крыло или любое тело в потоке эквивалентной системой вихрей, которые он назвал присоединенными. Эти вихри создают в потоке такую же циркуляцию скорости по замкнутому контуру, которую в действительности создает крыло. Теоретически присоединенный вихрь действительно существует в реальных условиях обтекания, только он распределен по поверхности тела в виде пограничного слоя, течение в котором является вихревым.

Рассматривая такую вихревую модель при безотрывном обтекании крыла бесконечного размаха потоком идеальной среды, Жуковский доказал следующее:

1. Подъемная сила единицы размаха крыла может определяться так:

$$Y_a = \rho V_\infty \Gamma,$$

где Γ – циркуляция скорости по замкнутому контуру (профилю крыла),

ρ - плотность среды.

Эта формула называется формулой Жуковского и используется для расчета подъемной силы крыла.

2. Направление действия подъемной силы получается поворотом вектора скорости невозмущенного потока против направления циркуляции на угол 90°.

3. Лобовое сопротивление единицы размаха крыла равно 0, что соответствует парадоксу Даламбера-Эйлера.

Теорема Жуковского указывает путь повышения подъемной силы крыла при данной скорости за счет увеличения циркуляции скорости по контуру, охватывающему крыло. Циркуляцию же можно увеличить, например, увеличением кривизны профиля, воздействием на пограничный слой и т.д.

6.4.Аэродинамические рули 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 (рис.53). 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).

Для управления самолетом по углу крена (вокруг продольной оси) используются рули, носящие специфическое название – элероны. 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.

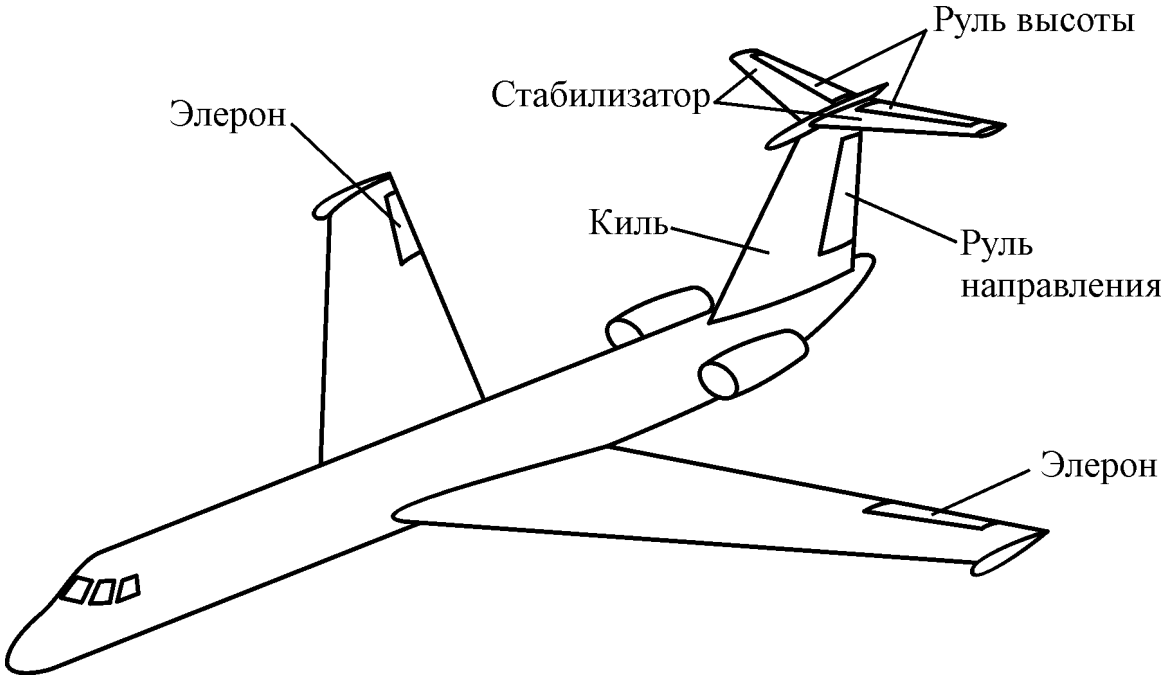


Рис. 53. Расположение аэродинамических рулей на самолете

Принцип действия рулей состоит в том, что отклоняясь, они изменяют кривизну средней линии профиля, т.е. вогнутость профиля (рис.54), 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.

Так, например, если на левом полукрыле отклонить элерон вверх, а на правом соответственно вниз (рис.55), то на левой половине крыла подъемная сила уменьшится, а на правой – увеличится. В результате возникнет момент вокруг продольной оси самолета ΔM_x, и самолет накренится на левое полукрыло.

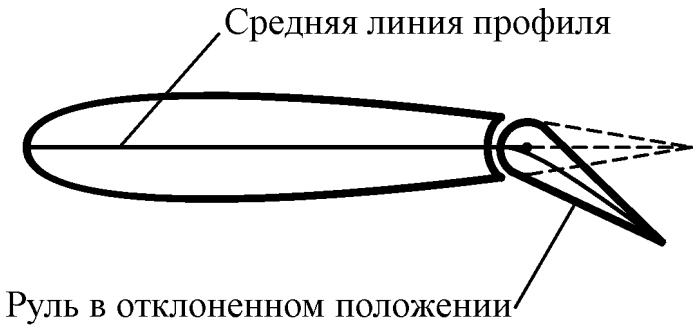


Рис. 54. Изменение кривизны профиля с помощью аэродинамического руля

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 ориенти-

рованы 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.

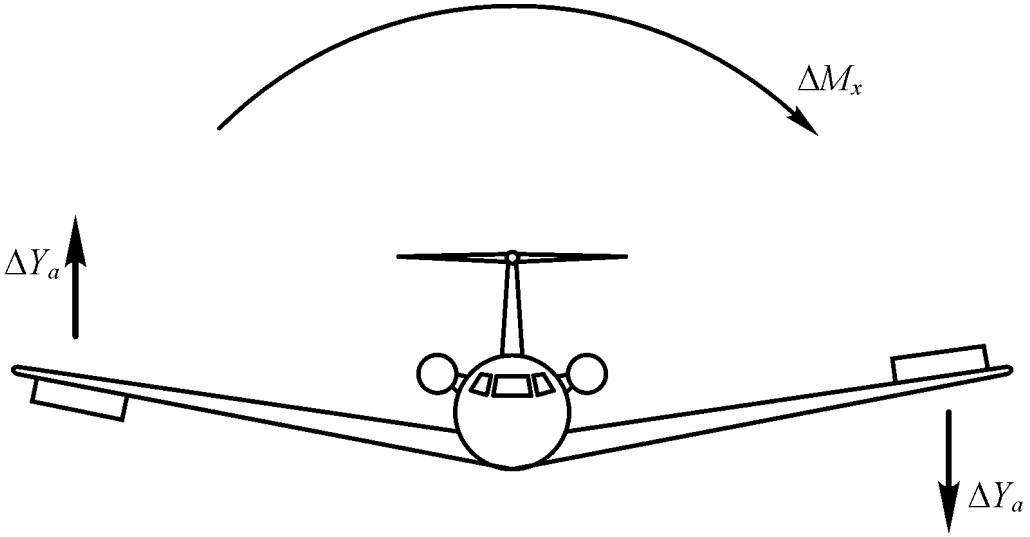


Рис. 55. Создание момента крена с помощью элеронов

6.5.Механизация крыла

Механизация крыла – это комплекс подвижных устройств на передней и задней кромках крыла (рис. 56). Она предназначена для изменения АХ крыла, главным образом для увеличения C_{ya} на взлетно-посадочных режимах с целью уменьшения скорости посадки, сокращения длины разбега и пробега. Механизация может использоваться также и на режимах маневрирования.

Выпуск механизации характеризуется понятием конфигурации. Может быть крейсерская конфигурация (механизация убрана), взлетная или посадочная конфигурация.

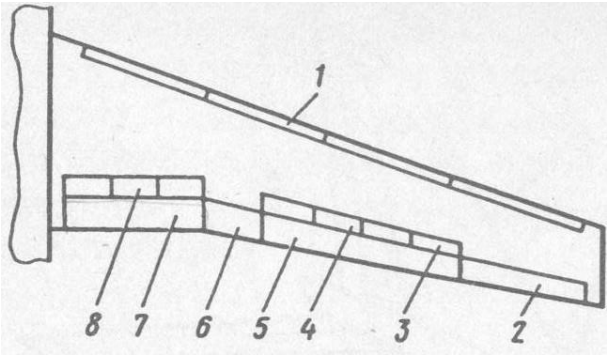


Рис. 56. Виды механизации
1 – секции предкрылков
4 – гасители подъемной силы,
5, 7 – внешний и внутренний закрылки,
8 – тормозные щитки

Закрылок – это профилированная подвижная часть крыла, расположенная в хвостовой части и отклоняемая вниз для увеличения подъемной силы крыла.

На рис. 56 изображены различные виды закрылков:

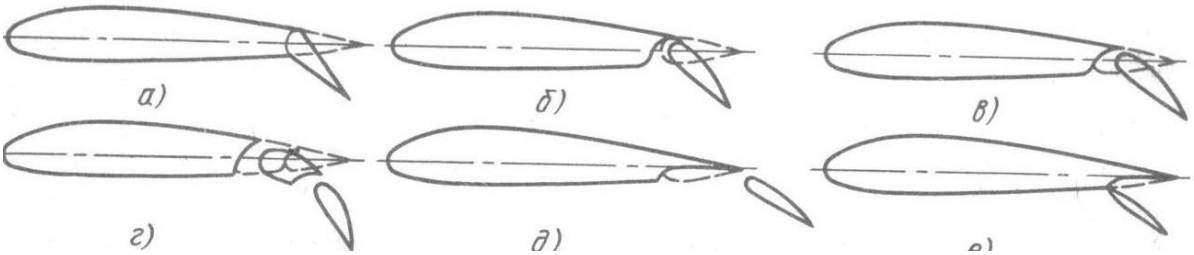


Рис. 56. Виды закрылков

а – простой закрылок – это поворотная задняя часть крыла. Угол отклонения 10…15^0. При больших углах происходит срыв потока с верхней поверхности, темп приращения C_{ya} уменьшается, сопротивление увеличивается;

б – однощелевой закрылок с неподвижной осью вращения. Воздух через профилированную сужающуюся щель с повышенной скоростью перетекает на верхнюю поверхность. Скорость течения увеличивается, повышается его устойчивость к отрыву. Максимальный угол отклонения 30…35^0;

в – однощелевой закрылок с подвижной осью вращения. Более эффективен, чем закрылок с неподвижной осью, так как позволяет получить более оптимальную форму щели;

г – двухщелевой закрылок. Более благоприятное распределение давления по хорде в задней части крыла задерживает срыв до углов отклонения закрылка 35…40^0. Трехщелевые закрылки применяются на самолетах с очень большой удельной нагрузкой на крыло. Однако конструкция и управления такой конструкцией сложны. В сочетании с предкрылками – это предельно возможные приращения C_{ya}. Углы отклонения трехщелевых закрылков до 60^0;

д – выдвижной закрылок Фаулера;

е – щиток: жесткая пластина на нижней части крыла. Приращение подъемной силы обусловлено торможением потока на нижней поверхности, а также разрежение, которое из области между щитком и крылом распространяется на верхнюю поверхность.

Отклонение элементов механизации задней кромки оказывает неблагоприятное влияние на обтекание носовой части профиля: отрыв потока на профиле с отклоненной механизацией происходит на меньших углах атаки, чем с неотклоненной. На тонких профилях срыв потока возможен уже по передней кромке профиля. Для предотвращения преждевременного отрыва, увеличения критического угла атаки и максимального коэффициента подъемной силы применяют механизацию передней кромки.

Предкрылок – это профилированная часть крыла, расположенная в носовой части крыла и предназначенная для улучшения АХ крыла (рис.57).

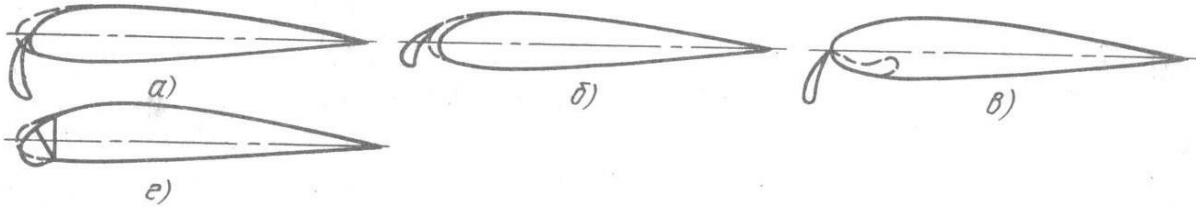


Рис. 57. Виды предкрылков

На рис. 57 представлены основные виды предкрылков:

а – скользящий предкрылок: профиль имеет значительную вогнутость, в убранном положении составляет единое целое с крылом;

б – выдвижной предкрылок в убранном положении образует щель между своей нижней поверхностью и верхней поверхностью крыла. Поток вытекает из этой щели на верхнюю поверхность крыла, увеличивает кинетическую энергию потока, повышая его устойчивость к отрыву;

в – носовой щиток (щиток Крюгера) – жесткая пластина, установленная на нижней поверхности носовой части крыла. В отклоненном положении воздействует на обтекание крыла, как скользящий предкрылок. Применяется на тонких крыльях;

г – отклоняющийся носок – отклоняемая вниз носовая часть крыла.

Гасители подъемной силы и тормозные щитки конструктивно полностью идентичны интерцепторам и предназначены для уменьшения подъемной силы и увеличения лобового сопротивления. Функции гасителей подъемной силы и интерцепторов часто объединяются: в крейсерском полете они используются для улучшения поперечной управляемости ЛА, а на пробеге – для уменьшения подъемной силы.

6.5.1.Распределение давления по профилю с отклоненной механизацией

Изменение характера распределения давления по профилю с выдвижным или отклоняемым закрылком аналогично распределению давления при отклонении руля. Рост перепада давления на нижней и верхней поверхности профиля вызывает приращение коэффициента подъемной силы, что называется эффективностью закрылка. Отклонение закрылка приводит к уменьшению давления на всей верхней поверхности профиля, а не только в области закрылка. На всей нижней поверхности наблюдается существенное повышение давления (рас. 58).

Разрежение на верхней поверхности крыла при отклонении механизации задней кромки ограничено возникновением отрыва потока. Для преодоления этого ограничения применяют щелевые закрылки. Разность давлений сверху и снизу крыла создает высокоскоростную струю, которая попадает на верхнюю поверхность в области возможного отрыва, увеличивает кинетическую энергию потока на верхней поверхности и тем самым увеличивает его устойчивость к отрыву.

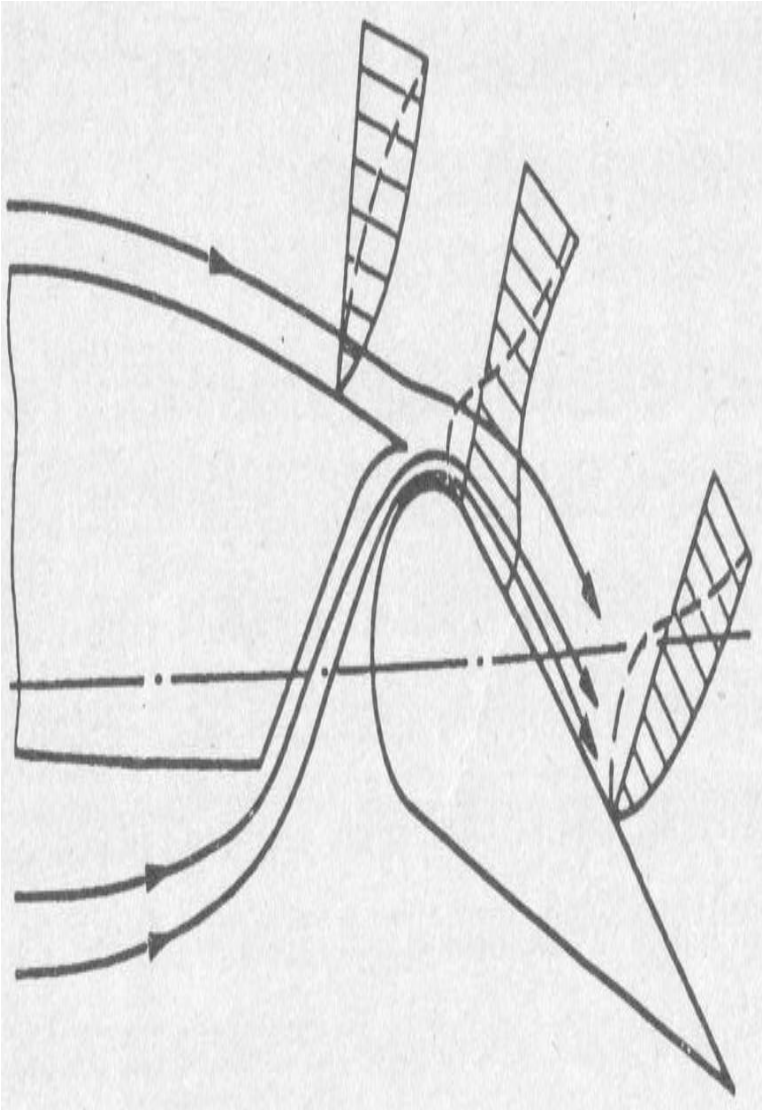


Рис. 58. Распределение давление на профиле с выпущенным закрылком

6.5.2.Аэродинамические характеристики крыла с отклоненной механизацией

Рассмотрим влияние механизации крыла на зависимость $C_{ya}=f(\alpha)$ (рис. 59). Кривая *1* показывает характер этой зависимости при убранной механизации. При отклонении закрылка (кривая *3*) возрастает не только максимальный коэффициент подъемной силы, но и несколько изменяется наклон кривой, что связано с увеличением площади крыла при выпуске закрылка. Поэтому $C^{\alpha}_{yaз} \geq C^{\alpha}_{ya}$. Критические углы атаки профиля с выпущенным закрылком меньше, чем с убранным из-за более раннего срыва потока с крыла.

Отклонение предкрылка (кривые *2* и *4*) позволяет увеличить значения $\alpha_{кр}$ как в случае выпущенного закрылка (*4*), так и в случае убранного (*2*). Наклон кривой при этом не изменяется, так как не изменяется площадь крыла. Самые большие значения C_{yamax} и $\alpha_{кр}$ достигаются при выпущенных закрылках и предкрылках.

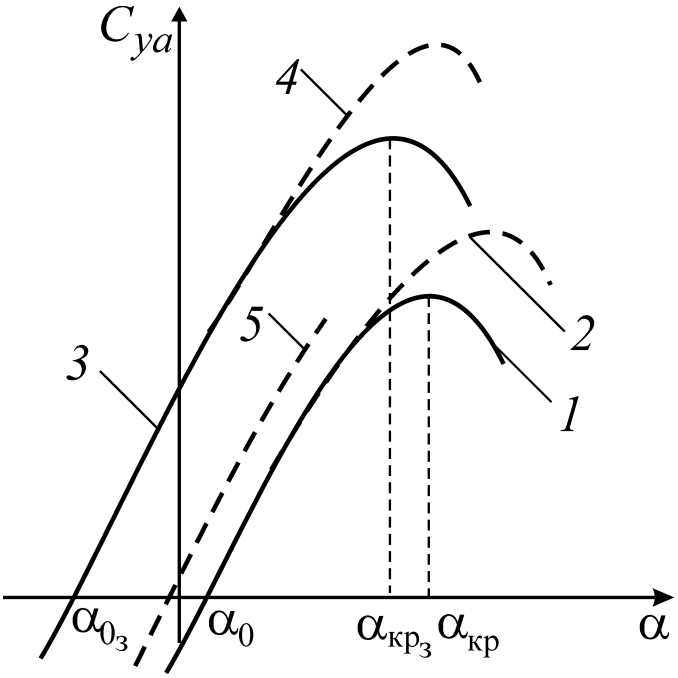


Рис. 59. Влияние механизации крыла на зависимость $C_{ya}=f(\alpha)$.

Выпуск гасителей подъемной силы нарушает плавное обтекание верхней поверхности крыла, разрежение на ней падает, и коэффициент подъемной силы значительно снижается (кривая *5*).

Рассмотрим теперь влияние выпуска механизации на силу лобового сопротивления (рис. 60). Здесь: кривая *1* – отклоненный предкрылок, кривая *3* – отклоненный закрылок, кривая *4* – закрылок и предкрылок, *5* – гаситель подъемной силы.

Экспериментальные исследования показали, что крылья, имеющие сверхкритический профиль, большого удлинения (9,5…10) со стреловидностью 28…30^0 обеспечивают большие значения C_{ya} на посадочных режимах (≈3). Это позволяет снизить скорости захода на посадку, что облегчает пилотирование и сокращает длину пробега.

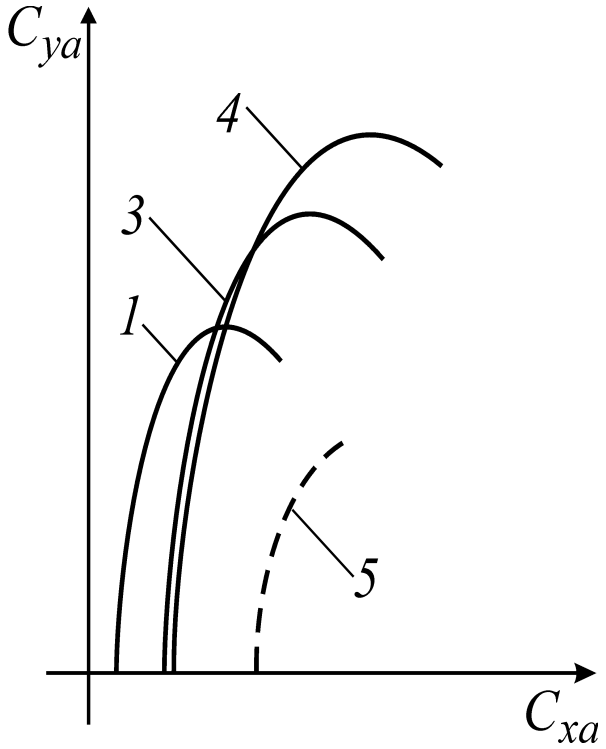


Рис. 60. Поляра крыла с отклоненной механизацией

II. ОСНОВЫ АЭРОМЕХАНИКИ. ДИНАМИКА ПОЛЕТА ЛА

Вводные замечания

Динамика летательных аппаратов (ЛА) в атмосфере — это раздел механики, в котором изучается движение летательных аппаратов в атмосфере (ГОСТ 20058 — 80).

Динамика полета ЛА рассматривает вопросы, связанные с исследованием траекторий движения ЛА, а также вопросы его устойчивости и управляемости. Динамика полета ЛА является теоретической основой совокупности знаний и умений, формирующих авиационный профиль специалистов по летной и технической эксплуатации ЛА.

Специалист по управлению воздушным движением обязан отчетливо понимать зависимость летных свойств самолета от условий эксплуатации, ремонта, наземного обслуживания, знать не только факторы, от которых зависят летные свойства ЛА, но и степень их взаимозависимости. При этом необходимо понимать физическую картину полета.

Глубокие знания динамики полета позволяют летному и инженерно-техническому составу участвовать в профессиональном общении, а также квалифицированно решать задачи обеспечения летной эксплуатации ЛА, высококачественной подготовки и контроля умений летного состава, технически грамотной эксплуатации авиационной техники, разработки и проведения мероприятий по предупреждению авиационных происшествий.

Методы и подходы, используемые при изучении законов движения в динамике полета, аналогичны методам и подходам, используемым в механике. Самолет может рассматриваться как твердое тело, или как материальная точка. Далее общее движение самолета представляется складывающимся из поступательного и вращательного движений.

Поступательное движение ЛА - это движение его центра масс, т. е. материальной точки, в которой сосредоточена вся масса ЛА. Вращательное движение ЛА — это его движение относительно центра масс.

Поступательное движение определяется силами, действующими на ЛА, а вращательное движение — моментами. Следовательно, прежде чем приступить к изучению движения ЛА, надо знать силы и моменты, действующие на него. Всякие сила и момент, будучи вектором, характеризуется величиной, направлением и точкой приложения. Всякий вектор обычно задается в виде проекций по осям принятой системы координат. Поэтому, чтобы знать силу (или момент), нужно знать не только ее значение, от чего и как она зависит, но нужно уметь ее задать.

Движение ЛА исследуется также в определенной системе координат. Причем в зависимости от характера решаемой задачи применяется та система координат, в которой уравнения движения получаются более приемлемыми, а их решение более простым и доступным. Таким образом, прежде чем приступить к изучению движения самолета, нужно знать не только силы и моменты, действующие на него, но и системы координат, применяемые как для задания сил и моментов, так и для изучения его движения.

Раздел I. ПОЛЕТ САМОЛЕТА ПО ТРАЕКТОРИИ

1. Основныепонятия. Системы координат

1.1. Положение самолета

Под положением самолета понимается положение его центра масс O. Положение центра масс самолета принято определять относительно Земли в так называемой *нормальной земной системой координат*.

За нормальную земную систему координат принимается правая ортогональная система координат $O_0X_gY_gZ_g$, которая жестко связана с Землей и считается инерциальной. Начало отсчета этой системы располагается на поверхности Земли в произвольно обусловленной точке O_0. Ось O_0X_g является касательной к поверхности Земли в этой обусловленной точке, проведенной в произвольном направлении (предпочтительно в сторону полета). Ось O_0Y_g перпендикулярна поверхности Земли и направлена по местной вертикали вверх. Ось O_0Z_g перпендикулярна вертикальной плоскости $O_0X_gY_g$ и образует правую тройку осей, т. е. направлена вправо от избранного положительного направления O_0X_g (рис. 1.1). Ось O_0Z_g как и ось O_0X_g является касательной к поверхности Земли, но в направлении ей перпендикулярном.

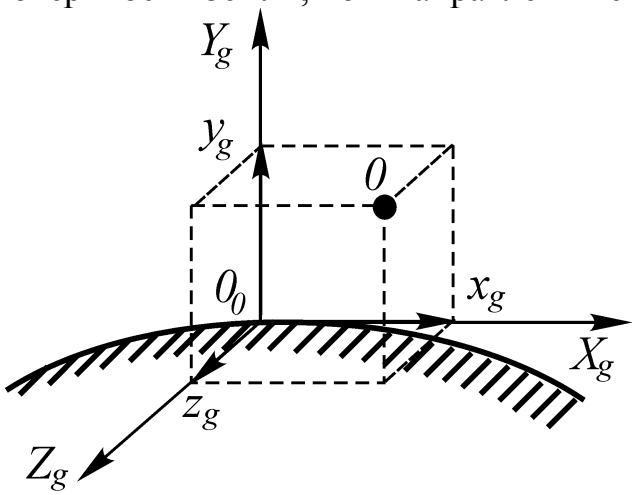


Рис. 1.1 Положение тела в земной системе координат

При рассмотрении движения самолетов обычно делается допущение о том, что Земля является плоской, т. е. пренебрегается кривизной поверхности Земли. В этом случае местная горизонтальная плоскость $O_0X_gZ_g$ будет совпадать с поверхностью Земли, а оси O_0X_g и O_0Z_g будут лежать на ней.

Положение самолета относительно Земли в нормальной земной системе координат определяется координатами центра масс O (x_g, y_g, z_g). Когда ось OX_g направлена в сторону полета, то координата x_g характеризует дальность полета L, координата y_g — высоту полета H, а координата z_g — боковое смещение.

1.2. Ориентация самолета

Под ориентацией самолета понимается направление осей ортогоальной системы координат, жестко связанной с самолетом.

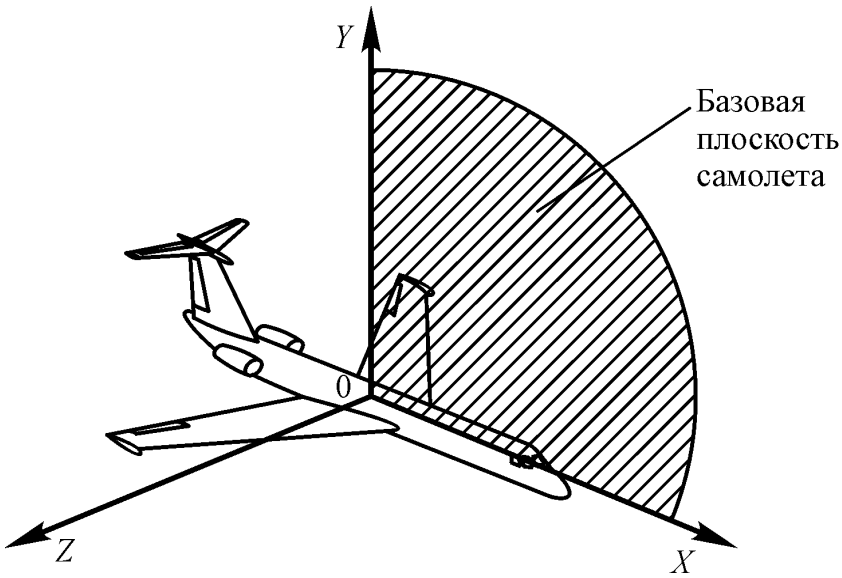


Рис. 1.2 Расположение самолета в связанной системе координат

Система координат, жестко связанная с самолетом, называется *связанной системой координат* (*OXYZ*). Связанная система координат, как и все другие рассматриваемые системы, является правой ортогональной системой координат.

Начало отсчета связанной системы координат совпадает с центром масс самолета *O*. Ось *OX* лежит в плоскости симметрии самолета, направлена вперед параллельно условной хорде крыла (как правило, средней аэродинамической хорде) и называется *продольной осью*. Ось *OY* также лежит в плоскости симметрии самолета, она перпендикулярна оси *OX*, направлена вверх и называется *нормальной осью*. Ось *OZ* образует правую тройку, она перпендикулярна плоскости симметрии самолета, направлена вправо (в сторону правого полукрыла) и называется *поперечной осью* (рис. 1.2).

Любые силы, действующие на самолет, можно разложить по осям связанной системы координат. В этом случае составляющие обозначаются через F_x, F_y, F_z и называются соответственно *продольной*, *нормальной* и *поперечной* силами. Моменты, действующие на самолет, обычно задаются в связанной системе координат (рис. 1.3). Они обозначаются:

M_x – момент *крена* или *поперечный*;

M_y – момент *рыскания* или *путевой*;

M_z – момент *тангажа* или продольный (он называется кабрирующим, если $M_z>0$, и пикирующим, если $M_z<0$).

Самолет принято ориентировать относительно Земли. Для этого необходимо задать направление осей связанной системы координат относительно осей земной системы координат.

Ориентация самолета производится с помощью трех углов Эйлера связанной системы координат: рыскания ψ, тангажа ϑ и крена γ, путем перехода от земной системы координат к связанной посредством трех последовательных правых поворотов по часовой стрелке для наблюдателя, смотрящего в положительном направлении (рис. 1.4).

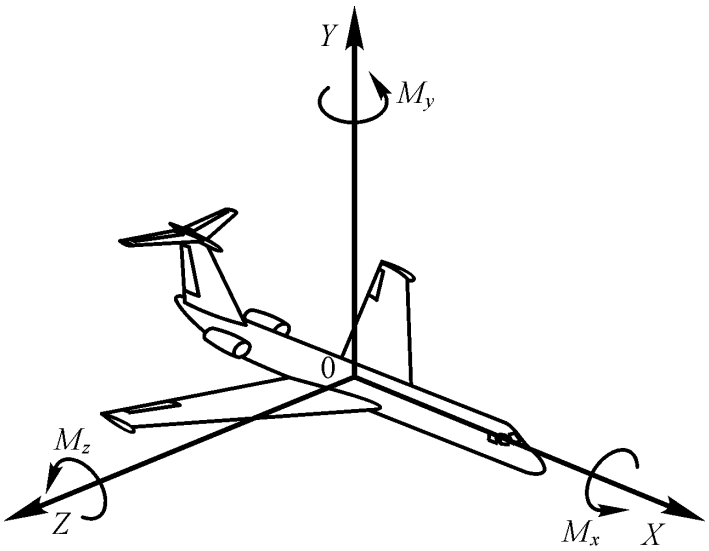


Рис. 1.3 Составляющие аэродинамического момента в связанной системе координат

Угол между осью $0X_g$ и проекцией оси $0X$ на горизонтальную плоскость X_g0Z_g называется *углом рыскания* и обозначается ψ. Угол между продольной осью $0X$ и горизонтальной плоскостью X_g0Z_g называется *углом тангажа* и обозначается ϑ. Угол между поперечной осью $0Z$ и горизонтальной плоскостью X_g0Z_g называется *углом крена* и обозначается γ.

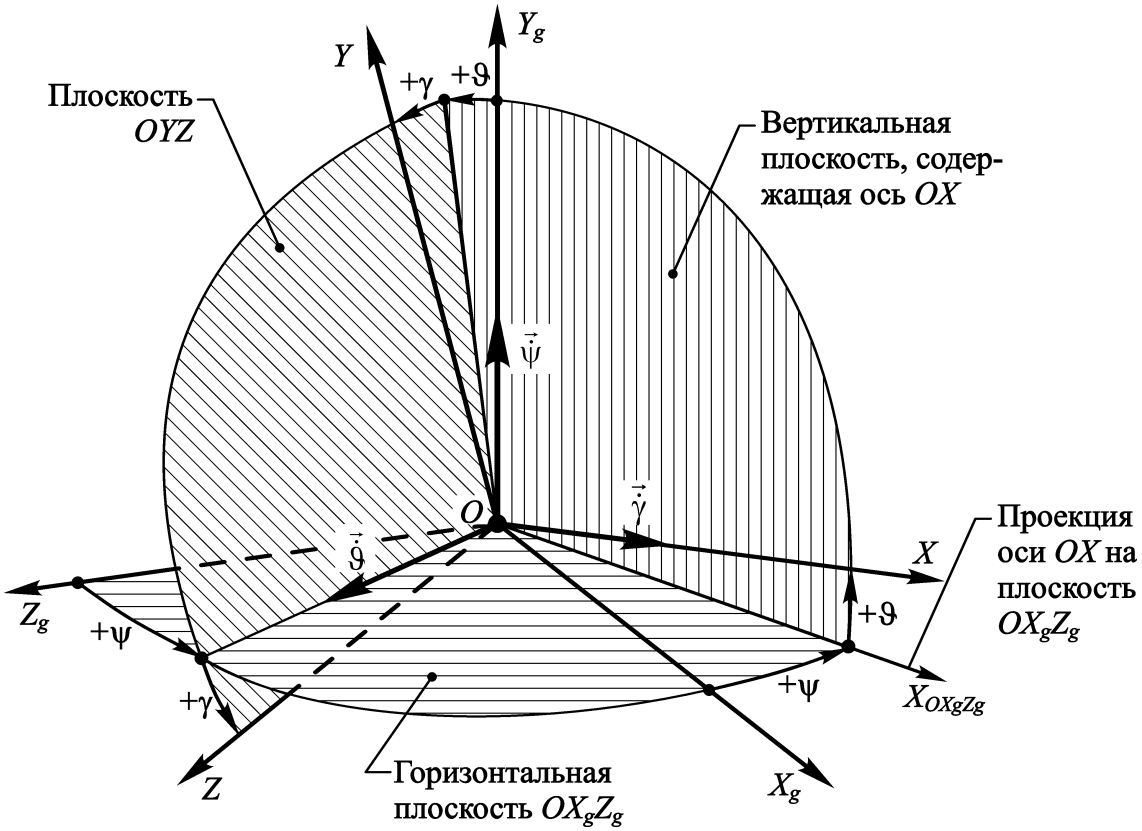


Рис. 1.4 Связь между осями земной и связанной систем координат

1.3. Скорость самолета

Поступательное движение самолета характеризуется его скоростью. Под скоростью самолета понимается скорость его центра масс относительно воздуха. Еще эта скорость называется *воздушной скоростью* и обозначается $\overline{V}$. Именно эта скорость создает подъемную силу и поэтому входит в аэродинамические формулы.

Помимо воздушной скорости, еще есть понятие *земной скорости* $\overline{V}_к$, то есть скорости центра масс самолета относительно Земли (земной системы координат).

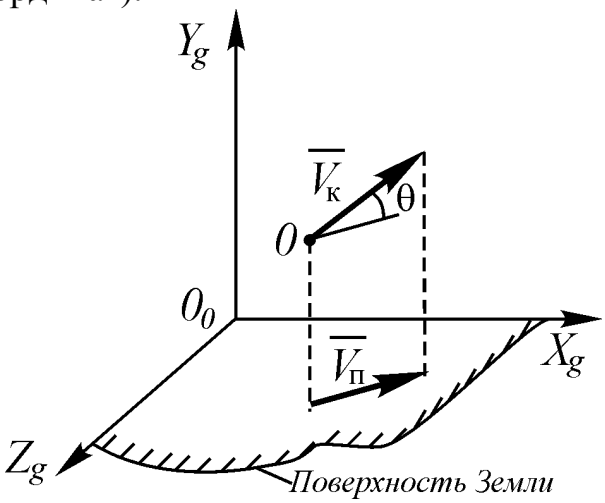


Рис. 1.5. Земная и путевая скорости ЛА

Очевидно, что если воздушная среда покоится (т.е. ветер отсутствует), то воздушная и земная скорости одинаковы $\overline{V} = \overline{V}_к$. Проекция земной скорости $\overline{V}_к$ на горизонтальную плоскость X_g0Z_g земной системы координат дает так называемую *путевую скорость* $\overline{V}_п$ (рис. 1.5), которая используется при расчете дальности полета самолета.

Воздушная среда сама может находиться в движении. Для характеристики движения воздуха вводится понятие *скорость ветра* $\overline{W}$, то есть скорость среды относительно земной системы координат. Составляющие скорости ветра по осям системы координат $0X_gY_gZ_g$:

$$\overline{W} = \overline{W}_x + \overline{W}_y + \overline{W}_z, \tag{1.1}$$

где $\overline{W}_x$ — попутная (встречная) составляющая ветра; $\overline{W}_y$ — восходящая (нисходящая) составляющая ветра (восходящий или нисходящий поток); $\overline{W}_z$ — боковая составляющая ветра.

Изучение движения самолета будем проводить в предположении, что воздушная среда находится в покое, ветер отсутствует ($\overline{W} = 0$) и, следовательно, $\overline{V} = \overline{V}_к$.

1.4. Направление движения ЛА

Под направлением движения самолета (считаем, что ветер отсутствует) понимается ориентация вектора скорости $\overline{V}$ центра масс самолета или осей ортогональной системы координат, ось OX которой совпадает с вектором скорости. При исследовании движения самолета как материальной точки наибольшее применение нашли две системы координат, оси OX которых совпадают с вектором линейной скорости самолета: скоростная и траекторная.

Начало *скоростной системы координат* $OX_aY_aZ_a$ совпадает с центром масс самолета, ось OX_a направлена по вектору скорости самолета и называется *скоростной осью*; ось OY_a перпендикулярна вектору скорости, лежит в плоскости симметрии самолета, направлена вверх и называется *осью подъемной*

силы; ось OZ_a образует правую тройку, она также перпендикулярна вектору скорости, но направлена в сторону правого крыла и называется *боковой осью*.

Траекторная система координат $OX_KY_KZ_K$ — это такая система координат, начало отсчета которой находится в центре масс самолета; ось OX_K совпадает с вектором линейной скорости $\overline{V}$, ось OY_K перпендикулярна вектору скорости $\overline{V}$, но лежит в вертикальной плоскости, содержащей вектор линейной скорости, и направлена вверх; ось OZ_K перпендикулярна вектору скорости, направлена в сторону правого крыла самолета и лежит в горизонтальной плоскости. Задать направление движения самолета (другими словами, ориентировать вектор воздушной скорости $\overline{V}$) можно путем ориентации осей траекторной или скоростной системы координат. Ориентация осей скоростной системы координат осуществляется как относительно Земли (т. е. осей земной системы координат), так и относительно самого самолета (т. е. осей связанной системы координат).

Ориентация вектора скорости самолета относительно Земли. Ориентация вектора скорости $\overline{V}$ или связанной с ним скоростной системы координат $OX_a\ Y_aZ_a$ относительно Земли производится с помощью трех углов Эйлера скоростной системы координат, аналогичных углам Эйлера связанной системы координат, т. е. скоростного угла рыскания ψ_a, угла наклона траектории θ_a и скоростного угла крена γ_a, путем перехода от осей земной системы координат к осям скоростной системы координат посредством трех последовательных поворотов (рис. 1.6).

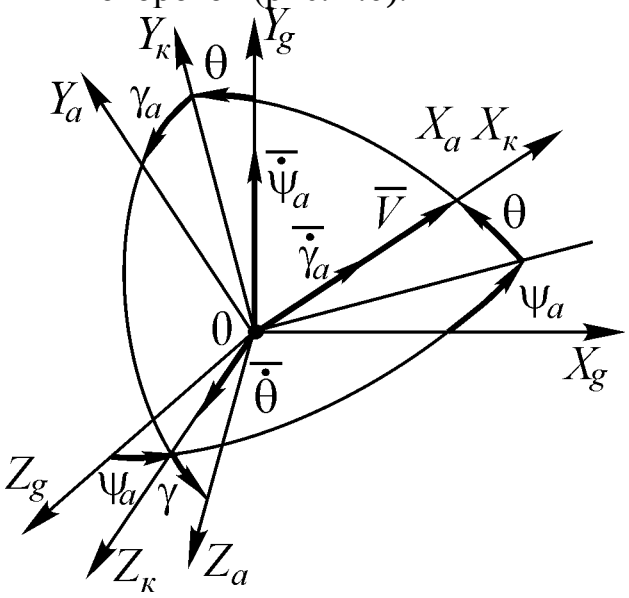


Рис. 1.6. Связь между скоростной и земной системами координат

Траекторная система координат отличается от скоростной тем, что она не имеет крена ($\gamma_a = 0$), а сам вектор воздушной скорости $\overline{V}$ в той и другой системах координат ориентируется двумя углами: скоростного рыскания ψ_a и наклона траектории θ.

Ориентация вектора скорости относительно самолета. Ориентация вектора скорости $\overline{V}$ относительно самолета, т. е. осей связанной системы координат относительно скоростной системы координат, производится с помощью углов скольжения β и атаки α путем перехода от осей скоростной систе-

мы координат к осям связанной системы посредством двух последовательных поворотов (рис. 1.7).

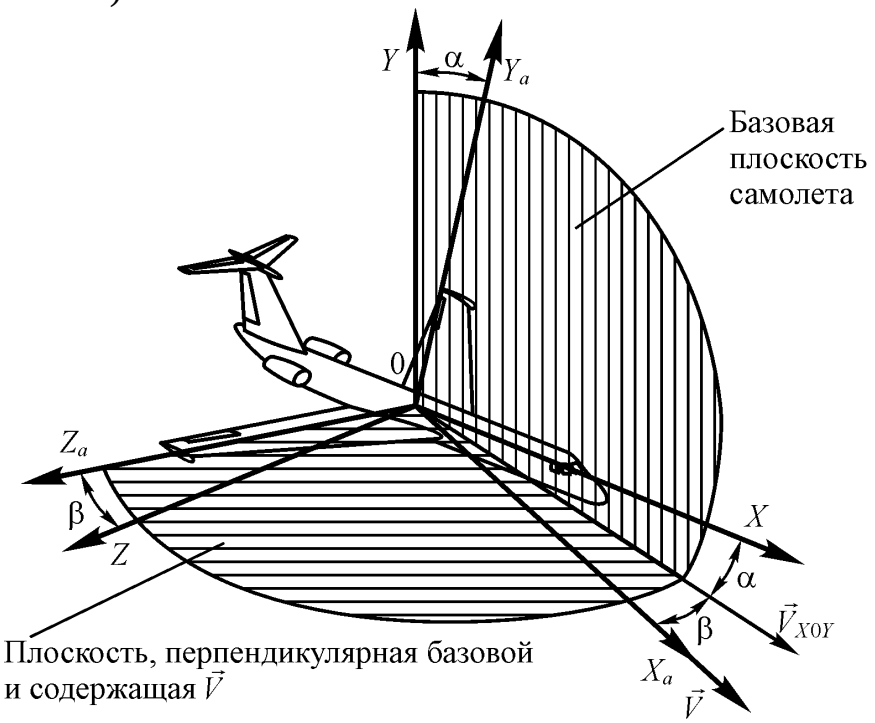


Рис. 1.7. Связь между скоростной и связанной системами координат

Углы атаки и скольжения – это часто встречающиеся понятия, поэтому дадим здесь их определения, воспользовавшись рис. 1.7.

Угол скольжения β — угол между плоскостью вертикальной симметрии самолета *OXY* и вектором линейной скорости $\overline{V}$.Угол атаки α — угол между продольной осью *OX* связанной системы координат [или средней аэродинамической хордой (САХ) крыла] и проекцией вектора скорости на плоскость вертикальной симметрии самолета. Когда скольжения нет (β =0), то углом атаки называют угол между продольной осью *OX* (САХ крыла) и вектором скорости $\overline{V}$.

2. Уравнения движения самолета

2.1. Уравнения движения самолета в векторной форме

Полную систему уравнений движения воздушного судна (ВС) получают из основных теорем динамики твердого тела и кинематических соотношений при следующих допущениях:

- самолет рассматривается как абсолютно твердое тело;

- конфигурация самолета имеет плоскость симметрии, а массы распределены симметрично к этой плоскости;

- моменты инерции самолета в рассматриваемых интервалах времени остаются постоянными;

- из-за их малости не учитываются кориолисовы и центробежные силы.

При этих допущениях полная система дифференциальных уравнений движения самолета в векторном виде содержит:

- уравнение сил: $\frac{d}{dt}\left(m\overline{V}\right)=\sum\overline{F}_i,$ (2.1)

где m - масса ВС, $\overline{V}$- вектор скорости, $\overline{F}_i$ - векторы всех действующих на ВС сил (аэродинамическая сила, тяга, вес, силы взаимодействия с ВПП);

- уравнение моментов: $\frac{d}{dt}\left(I\cdot\overline{\omega}\right)=\sum\overline{M}_i,$ (2.2)

где I - тензор инерции ВС (симметричная матрица из моментов инерции), $\overline{\omega}$ - вектор угловой скорости вращения ВС, $\overline{M}_i$ - векторы всех действующих на ВС моментов;

- уравнение кинематических связей линейных скоростей: $\frac{d}{dt}\overline{X}=\overline{V}$, (2.3)

где $\overline{X}$ - вектор положения центра масс ВС (пространственных координат);

- уравнение кинематических связей угловых скоростей: $\frac{d}{dt}\overline{\Phi}=\overline{\omega}$, (2.4)

где $\overline{\Phi}$ - вектор угловой ориентации ВС (угловых координат);

- уравнение изменения массы ВС: $\frac{dm}{dt}=-q$, (2.5)

где q - секундный расход топлива по мере его выгорания.

Для составления уравнений сил (2.1) использую теорему из механики об изменении количества движения системы, согласно которой производная по времени от количества движения системы равна геометрической сумме всех действующих на систему внешних сил.

Самолет является системой переменной массы. Однако при изучении движения самолета уравнения его движения в произвольный момент времени *t* могут быть записаны в форме уравнений движения твердого тела постоянной массы (m = Const). Предполагается, что тело как бы затвердело в момент времени *t*, т. е. перестало захватывать частицы из окружающей среды и выбрасывать их в окружающую среду. К полученному таким образом фиктивному твердому телу необходимо приложить внешние силы, действующие на него, и их моменты, реактивные силы и их моменты, кориолисовы силы и их моменты, центробежные силы и их моменты.

Как правило движение самолета рассматривается не в абсолютной, а в относительной системе координат и тогда записывают уравнения движения ВС в скалярном виде, получая из оного векторного уравнения три скалярные. Если за относительную систему координат примять траекторную систему, то-

уравнения сил (2.1), пренебрегая кориолисовыми и центробежными силами, получаются наиболее простыми.

Система (2.1) устанавливает связь скорости самолета V с проекциями вектора суммарной силы на траекторные оси.

Для составления уравнений моментов (2.2) принято пользоваться теоремой из механики о кинетическом моменте (моменте количества движения), согласно которой производная по времени от главного момента количества движения системы относительно некоторого неподвижного центра равна сумме моментов всех внешних сил системы относительно того же центра (т. е. главному моменту системы).

Все моменты, действующие на самолет, можно свести к двум основным: моменту от аэродинамических сил (аэродинамическому моменту $\overline{M}_A$) и моменту реактивных сил (моменту тяги $\overline{M}_{\text{р}}$).

Уравнения моментов для самолета обычно составляют в связанной системе координат, оси которой жестко связаны с самолетом и почти совпадают с главными центральными осями инерции самолета. Самолет имеет плоскость вертикальной симметрии, и ось $0Z$ связанной системы координат ей перпендикулярна. Эта ось, следовательно, является одной из главных центральных осей инерции, и центробежные моменты инерции самолета относительно этой оси $J_{zy} = J_{zx} = 0$.

Система (2.2) устанавливает связь проекций вектора угловой скорости на оси связанной системы координат с проекциями главного момента системы $\overline{M}_R$ на те же оси.

Проекции вектора линейной скорости самолета $\overline{V}$ на оси земной системы координат (рис. 1.6) определяют так называемые уравнениями кинематических связей линейных скоростей (2.3). После их интегрирования (при известных значениях и законах изменения скорости V, углов тангажа и рыскания) определяют положение самолета (координаты x_g, y_g, z_g) и траекторию его полета.

Проекции вектора угловой скорости самолета $\overline{\omega}$ на оси связанной системы координат (рис. 1.4) определяют так называемые уравнениями кинематических связей угловых скоростей (2.4). После их интегрирования можно определить углы рыскания, тангажа и крена (т.е. ориентацию ЛА) при известных угловых скоростях.

Таким образом полная система уравнений движения самолета - это система двенадцати дифференциальных уравнений, определяющих:

- величину и направление вектора скорости ЛА – уравнения сил (2.1);
- положение самолета относительно Земли – уравнения кинематических связей линейных скоростей (2.3);
- величину и направление вектора угловой скорости - уравнения моментов (2.2);
- ориентацию самолета – уравнения кинематических связей угловых скоростей (2.4).

Первые шесть уравнений (2.1-2.3) описывают поступательное движение самолета, вторые шесть уравнений (2.2-2.4) — вращательное движение самолета. Это – система нелинейных дифференциальных уравнений с переменными коэффициентами, причем число независимых переменных превышает число уравнений (т. е. система не замкнута).

Эта система лежит в основе исследования режимов летной эксплуатации самолета, его устойчивости и управляемости. При этом могут решаться прямая и обратная задачи. Если известны (заданы) проекции всех сил F_x, F_y F_z и моментов M_x, M_y, M_z, то данная система при заданных начальных условиях позволяет однозначно определить V, ω_x, ω_y, ω_z, координаты x_g, y_g, z_g (прямая задача). При известных V, ω_x, ω_y, ω_z – позволяет найти F_x, F_y F_z, M_x, M_y, M_z (обратная задача).

Для того чтобы приступить к решению этой системы численными методами на ЭВМ, необходимо предварительно довести число уравнений до числа независимых переменных (или число независимых переменных до числа уравнений). Для этого задают законы изменения отдельных параметров или дополнительные связи отдельных параметров в процессе движения самолета. Однако решить такую систему очень сложно, требуется большой объем вычислительной работы. Поэтому на практике к решению этой системы в общем виде прибегают в исключительных случаях, чаще идут на ее упрощение. Одно из них — это отбрасывание ряда уравнений путем принятия тех или иных допущений, а другое – разбивка системы уравнений на две с меньшим числом уравнений в каждой из них.

2.2. Уравнения движения самолета как материальной точки

Первое направление упрощения общей системы уравнений — исследование движения самолета как материальной точки при предположении, что самолет в процессе движения все время находится в состоянии балансировки, при котором главный момент системы $\overline{M}=0$. При этом допущении уравнения движения самолета будут представлять собой систему из шести дифференциальных уравнений, т. е. из трех уравнений сил (2.1) и трех уравнений кинематических связей линейных скоростей (2.3); остальные уравнения отбрасываются. Эти уравнения позволяют решить все траекторные задачи при полете самолета в состоянии балансировки.

Решая задачу исследования движения самолета как материальной точки, принято рассматривать не движение самолета вообще, а конкретные виды движения самолета, представленные на схеме (рис. 1.8).

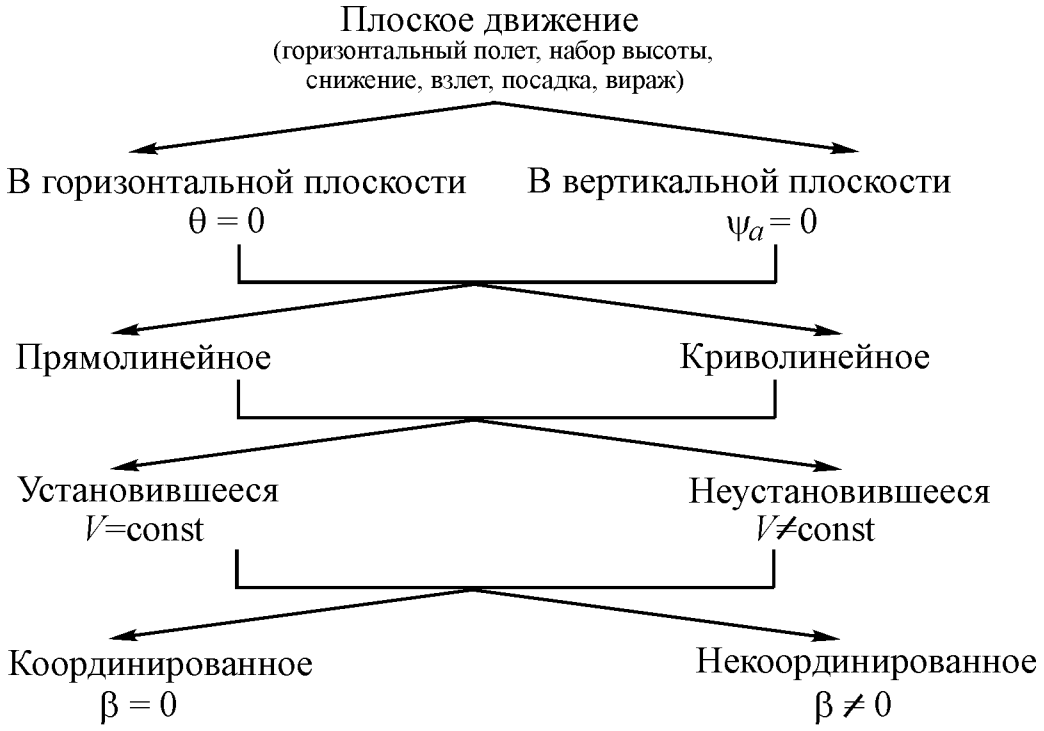


Рис. 1.8

2.3. Разделение движения самолета на продольное и боковое

В динамике полета широко используется разделение движения самолета на продольное и боковое и, следовательно, разделение общей системы дифференциальных уравнений движения самолета на системы дифференциальных уравнений продольного и бокового движений.

Под *продольным движением* самолета понимается такое движение, которое определяется силами и моментами, действующими на самолет в плоскости вертикальной симметрии. Параметры этого движения (продольные параметры): x_g, y_g, V, α, ϑ, θ, ω_z и т. п.

Под *боковым движением* самолета понимается такое его движение, которое определяется силами и моментами, действующими на самолет в плоскостях, перпендикулярных его плоскости вертикальной симметрии. Параметры этого движения (боковые параметры): z_g, β, ψ, ψ_a, γ, γ_a, ω_x, ω_y и т. п.

Из анализа систем дифференциальных уравнений продольных и боковых движений следует, что ни одна из этих систем не является независимой, так как в уравнениях продольных движений содержатся параметры боковых движений, а в уравнениях боковых движений — параметры продольных движений. Таким образом разбить систему дифференциальных уравнений движения самолета в общем случае на две (или более) независимые системы нельзя. Но если нельзя это сделать в общем случае, то делаются попытки добиться этого в некоторых частных случаях полета самолета. При этом делают следующие допущения:

1. Отсутствуют боковые движения.
2. Боковые движения малы.
3. Некоторые параметры продольного движения малы.

Здесь можно было бы продолжить рассмотрение ряда и других частных случаев движения самолета, при которых в той или иной степени можно и дальше упрощать уравнения движения.

Очень часто уравнения движения ЛА записываются в зависимости от решаемых задач в энергетической или импульсной формах, а также в перегрузках, которые записываются полетными самописцами.

3. Горизонтальный полет

3.1. Уравнения движения

Под *горизонтальным полетом* понимается установившееся прямолинейное движение самолета в горизонтальной плоскости без крена и скольжения. Установившийся горизонтальный полет с креном и скольжением относится к особому (аварийному) случаю полета — горизонтальному полету с отказавшим двигателем (с несимметричной тягой силовой установки). В соответствии с принятым определением в горизонтальном полете углы скольжения, наклона траектории, скоростного рыскания и крена тождественно равны нулю: $\beta = \theta = \psi_a = \gamma = \gamma_a = 0$.

В вертикальной плоскости на самолет в горизонтальном полете (рис. 3.1) будут действовать: подъемная сила Y_a, перпендикулярная вектору скорости полета $\overline{V}$ и направленная по вертикали вверх, сила лобового сопротивления X_a, направленная против движения самолета, сила тяжести G, действующая по вертикали вниз, и тяга P, вектор которой не совпадает с направлением движения, а составляет с ним некоторый угол: $\alpha_р = \alpha - \varphi_{дв}$,

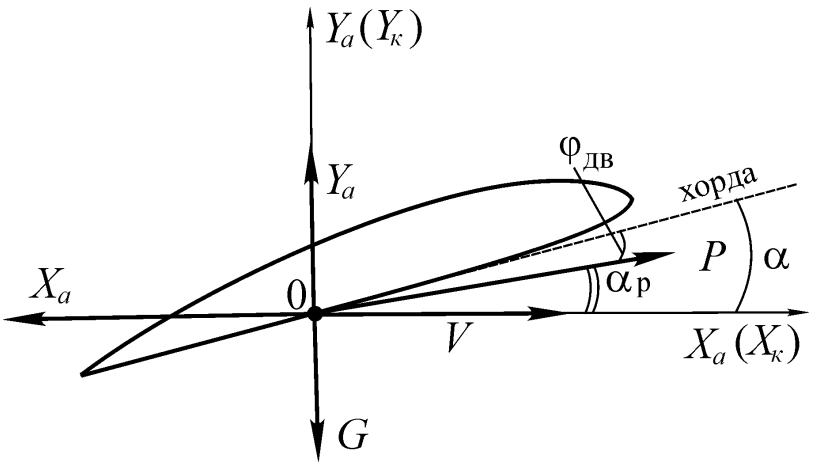


Рис. 3.1. Схема движения самолета в горизонтальной плоскости.

где α — угол атаки самолета; $\varphi_{дв}$ — угол установки оси двигателя в плоскости вертикальной симметрии самолета по отношению к условной хорде крыла.

Спроектируем все силы, действующие на самолет, на оси $0X_к$ и $0Y_к$ траекторной системы координат.

В результате получим уравнения сил:

$$\sum_i F_{ix_к} = P\cos\alpha_р - X_a = 0;$$
$$\sum_i F_{iy_к} = P\sin\alpha_р + Y_a - G = 0. \quad (3.1)$$

Уравнения кинематических связей линейных скоростей:

$$x_g = L_{г.п.} = Vt;$$
$$. H = \text{const}. \quad (3.2)$$

В нормальном горизонтальном полете углы α, $\varphi_{дв}$, $\alpha_р$ обычно сравнительно малы и допустимо принять $\cos\alpha_р \approx 1$, $\sin\alpha_р \approx \alpha_р$. В этом случае уравнения движения самолета в горизонтальном полете примут вид:

$$P - X_a = 0; \quad (3.3)$$
$$P\alpha_р + Y_a - G = 0.$$

Уравнения кинематических связей линейных скоростей (3.2) останутся без изменения. В дальнейшем изложении акцентировать внимание на этих уравнениях не будем, так как полученные из них выводы следуют из самого определения горизонтального полета.

У дозвуковых самолетов суммарная тяга в горизонтальном полете относительно невелика, и по сравнению с величиной силы тяжести ЛА ее составляющей по оси $0Y_к$ можно пренебречь. Таким образом, можно упростить уравнения движения в горизонтальном полете и получить из них условия горизонтального полета:

$$P = X_a;$$
$$Y_a = G. \quad (3.4)$$

Из них следует, что в горизонтальном полете тяга должна равняться силе лобового сопротивления, а подъемная сила — силе тяжести самолета. Только при выполнении этих условий горизонтальный полет будет установившимся.

Если тяга не будет равняться лобовому сопротивлению, то движение будет происходить с переменной по величине скоростью (ускоренным или замедленным), а при $Y_a \neq G$ — с переменной скоростью по направлению (криволинейным).

3.2. Потребная скорость горизонтального полета

Проанализируем условия горизонтального полета (3.4). Воспользовавшись формулой подобия, можно записать

$$Y_a = c_{y_a}\frac{\rho V^2}{2}S = G. \quad (3.5)$$

Коэффициент аэродинамической подъемной силы c_{ya} зависит от угла атаки и при заданном α является известным. Плотность ρ и площадь крыла S также известны. Из соотношения (3.5)следует, что горизонтальный полет с заданной скоростью V на принятой высоте возможен только при определенном

значении угла атаки α (коэффициента подъемной силы c_{ya}) и, наоборот, при заданном угле атаки (значении коэффициента c_{ya}) горизонтальный полет возможен только при определенной скорости. Эта скорость называется потребной для горизонтального полета и определяется по формуле, которая легко получается из выражения (3.5)

$$V = \sqrt{\frac{2G}{\rho S c_{y_a}}}. \qquad (3.6)$$

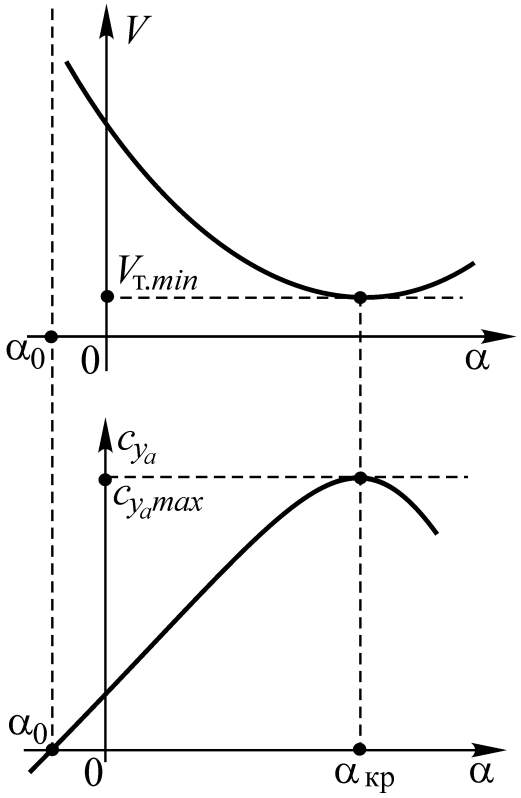


Рис. 3.2. Зависимость потребной скорости и коэффициента подъемной силы от угла атаки

Потребная скорость горизонтального полета — это скорость, которая требуется для обеспечения горизонтального полета на данной высоте и на заданном угле атаки. Будем обозначать ее через V или $V_{г.п}$.

Коэффициент подъемной силы c_{ya} = 0 при $\alpha = \alpha_0$. Для горизонтального полета на этом α необходима бесконечно большая скорость ($V_{г.п} \to \infty$). По мере увеличения угла атаки растет c_{ya} и в соответствии с уравнением (3.6) скорость горизонтального полета надо уменьшать (рис. 3.2). Таким образом, когда скорости большие, углы атаки должны быть малые, а когда скорости малые, углы атаки должны быть большие. При увеличении скорости $V_{г.п}$ угол атаки нужно уменьшать, при уменьшении $V_{г.п}$ – увеличивать.

Возрастание угла атаки самолета сопровождается увеличением коэффициента подъемной силы до тех пор, пока $\alpha < \alpha_{кр}$, дальнейшее увеличение угла атаки приводит к падению c_{ya} (рис. 3.2). Из него следует, что в горизонтальном полете существует определенная *теоретическая минимальная скорость*, соответствующая $\alpha_{кр}$ ($c_{ya\ max}$). Теоретическую минимальную скорость можно подсчитать по формуле (3.6):

$$V_{т.min} = \sqrt{\frac{2G}{\rho S c_{ymax}}}. \qquad (3.7)$$

Для современных скоростных самолетов значение минимальной скорости (в условиях посадки) доходит до 200...240 км/ч (например, для самолета Ту-154 $V_{т.min}$ = 220 км/ч). Наличие такой большой минимальной скорости яв-

ляется одним из основных недостатков самолета, так как затрудняет взлет и посадку и ограничивает маневренные качества.

3.3. Кривые Жуковского

Потребная тяга. Каждому значению коэффициента c_{ya} в горизонтальном полете соответствует не только свое значение потребной скорости, но и свое значение коэффициента лобового сопротивления c_{xa}, а следовательно, и свое значение силы лобового сопротивления X_a. Из первого условия горизонтального полета (3.4) следует

$$P = X_a = c_{x_a} \frac{\rho V^2}{2} S. \qquad (3.8)$$

Подставив в это выражение скорость, потребную для горизонтального полета (3.6), получим

$$P = X_a = \frac{G}{K} \text{ или } P_{\text{п}} = \frac{G}{K}, \qquad (3.9)$$

где K — аэродинамическое качество.

Тяга силовой установки, необходимая для преодоления лобового сопротивления в горизонтальном полете, называется *потребной тягой* для горизонтального полета $P_{\text{п}}$ (или просто потребной тягой).

Каждому углу атаки соответствует определенное значение аэродинамического качества (рис. 3.3). При некотором значении угла атаки аэродинамическое качество имеет максимальное значение K_{max}. Угол атаки, соответствующий K_{max} называется наивыгоднейшим $\alpha_{\text{нв}}$.

А так как каждому значению c_{ya} в горизонтальном полете соответствует свое значение скорости, то при K_{max} в горизонтальном полете будет иметь место определенная скорость, которую принято называть наивыгоднейшей:

$$V_{\text{наив}} = \sqrt{\frac{2G}{\rho S c_{y\text{наив}}}}. \qquad (3.10)$$

На этой скорости потребная тяга будет иметь наименьшее значение:

$$P_{\text{п}min} = \frac{G}{K_{max}}. \qquad (3.11)$$

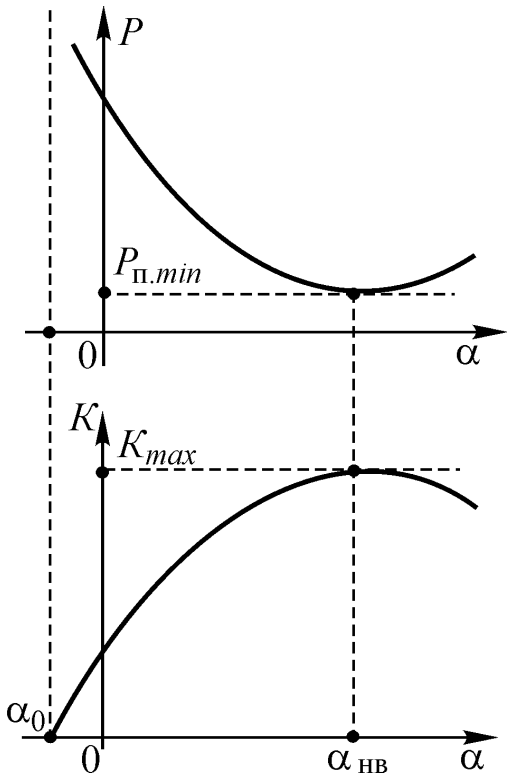


Рис. 3.3. Зависимость потребной тяги и качества от угла атаки

Таким образом, *наивыгоднейшая скорость* – это скорость, при которой требуется минимальная потребная тяга в горизонтальном полете.

Отход от наивыгоднейшего угла атаки в любом направлении сопровождается уменьшением аэродинамического качества и приводит к возрастанию тяги, потребной для полета (рис. 3.3).

На практике чаще пользуются зависимостью тяги не от угла атаки, а от скорости полета (рис. 3.4). В области скоростей $V_{т.min}<V<V_{нв}$ с увеличением скорости полета потребная тяга уменьшается, на скорости $V<V_{нв}$ она достига ет минимального значения. При дальнейшем увеличении скорости тяга растет, то есть чем больше скорость полета, тем большая тяга требуется для его осуществления. Графическая зависимость потребной тяги от скорости полета называется *кривой потребных тяг Жуковского*.

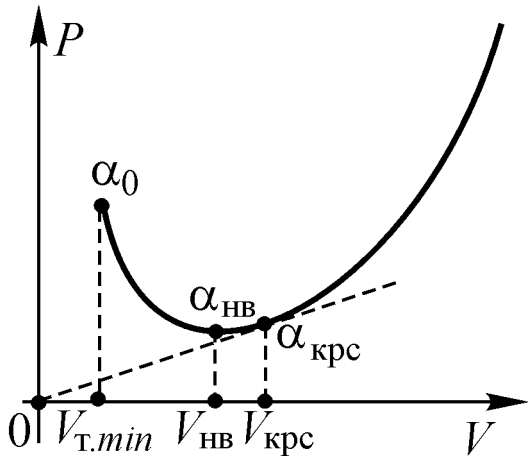


Рис. 3.4. Зависимость потребной тяги от скорости полета

Еще одна характерная точка на кривой $P_п=f(V)$, получится, если провести к этой кривой касательную из начала координат. Эту скорость горизонтального полета принято называть *крейсерской* $V_{крс}$, и она определяется при $\left(\frac{P_п}{V}\right)_{min}$. Эта скорость по величине больше, чем $V_{нв}$, и определяет практически важный режим работы. С помощью несложных преобразований получим:

$$\left(\frac{P_п}{V}\right)_{min}=\left(\frac{c_{x_a}}{\sqrt{c_{y_a}}}\right)_{min}\sqrt{\frac{G\rho S}{2}}.$$

Потребная мощность. Проводя расчеты ЛТХ самолетов с поршневыми и турбовинтовыми двигателями, удобнее пользоваться понятием не потребной тяги, а потребной мощности. Под *потребной мощностью* понимают мощность, необходимую для преодоления лобового сопротивления ЛА в горизонтальном полете (на заданном угле атаки или заданной скорости). Потребная мощность определяется соотношением:

$$N_{\text{п}} = P_{\text{п}}V = c_{x_a}\frac{\rho V^3}{2}S = \frac{G}{K} = \frac{c_{x_a}}{\sqrt{c_{y_a}^3}}G\sqrt{\frac{2G}{\rho S}}, \qquad (3.12)$$

где $c_{x_a}/c_{y_a}^{3/2}$ - коэффициент мощности.

Графическая зависимость потребной мощности от скорости называется кривой потребных мощностей Жуковского и показана на рис. 3.5.

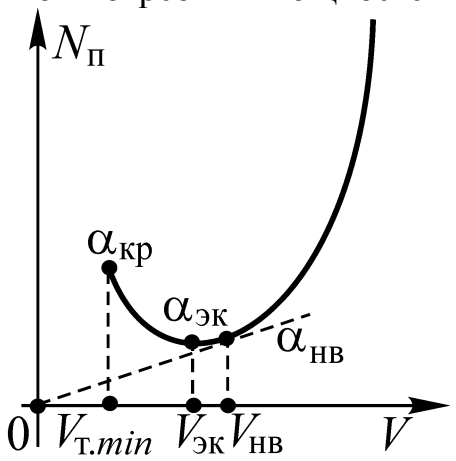


Рис. 3.5. Зависимость потребной мощности от скорости.

Характер кривой потребных мощностей аналогичен характеру кривой потребных тяг: с увеличением скорости потребная мощность сначала уменьшается, на определенной скорости достигает минимального значения, а затем растет. Наименьшее значение скорости, потребной для горизонтального полета $N_{\text{п}min}$, имеет место на скорости, соответствующей такому углу атаки, при котором величина коэффициента мощности принимает наименьшее значение. Угол атаки при $\left(c_{x_a}/c_{y_a}^{3/2}\right)_{min}$ называется экономическим, и, соответственно, скорость горизонтального полета, при которой достигается значение $N_{\text{п}min}$, называется *экономической скоростью*.

Из кривых потребных тяг и мощностей Жуковского следует, что, начиная с определенных скоростей, чем больше скорость горизонтального полета, тем требуется большая тяга и мощность на преодоление лобового сопротивления. Для получения больших скоростей недостаточно иметь малый угол атаки, необходимо иметь еще и большую тягу или мощность двигателей. Однако величина тяги или мощности ограничена возможностями двигательной установки. Поэтому в практику аэродинамических расчетов вводят понятия располагаемой тяги или располагаемой мощности.

Располагаемые тяга и мощность. Под *располагаемой тягой* $P_{\text{р}}$ (*мощностью* $N_{\text{р}}$) понимается максимальная допустимая тяга (мощность) силовой установки, разрешенная Руководством по летной эксплуатации (РЛЭ) для данного этапа полета и полученная в данных расчетных условиях (высоте, скорости и т.д.).

Если на ЛА установлено несколько двигателей, то

- для самолета с ТРД располагаемая тяга $P_{\text{р}} = iP_{\text{р}1}$, а располагаемая мощность $N_{\text{р}} = P_{\text{р}}V_{\text{г.п}}$. Здесь i – количество двигателей, $P_{\text{р}1}$ - располагаемая тяга одного двигателя.

- для самолета с ПД $N_{\text{р}} = iN_{\text{дв}}\eta_{\text{в}}$, где $\eta_{\text{в}}$ – КПД винта.

- для самолета с ТВД $N_р = iN_э\eta_в$, где $N_э$ – эквивалентная мощность двигателя. Мощность ТВД есть сумма мощностей на валу двигателя $N_в$, идущей на вращение винта и полученной от реактивной тяги P, равной PV. Реактивная мощность PV у ТВД обычно мала (около 12%) и, чтобы ее не определять самостоятельно, вводят понятие эквивалентной мощности $N_э$, под которой понимают некоторую условную мощность, которая при передачи ее на вал винта создает такую же тяговую мощность, которая получается за счет работы винта и реактивной тяги:

$$N_э = N_в + \frac{PV}{\eta_в}. \qquad (3.13)$$

Нанеся на кривые потребных тяг и мощностей соответственно кривые располагаемых тяг и мощностей, получим известные *кривые тяг и мощностей Жуковского* (рис. 3.6 и 3.7).

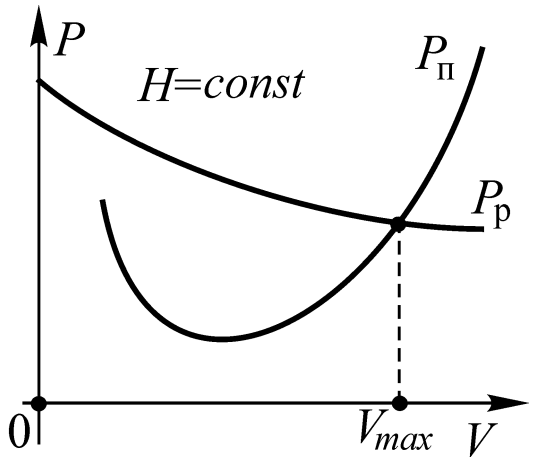


Рис. 3.6. Кривые тяг Жуковского

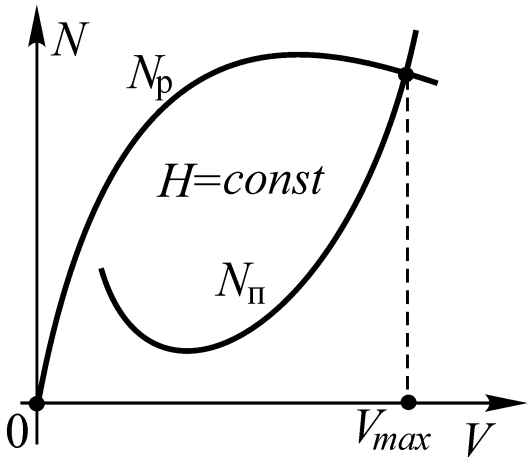


Рис. 3.7. Кривые мощностей Жуковского

Анализ кривых показывает, что существует определенная *максимальная скорость* ЛА в горизонтальном полете V_{max}, на которой $P_п = P_р$ или $N_п = N_р$. Установившийся полет на скорости большей, чем V_{max} невозможен, так как не хватит тяги (мощности) силовой установки. Установившийся горизонтальный полет на скорости меньшей, чем V_{max} производится с увеличением угла атаки, а также при дросселированном двигателе (для уменьшения подачи топлива) (рис. 3.8).

Дросселируя двигатель по мере уменьшения скорости полета, можно увидеть, что существует еще одна характерная скорость горизонтального полета – это скорость на самом малом газе, допустимом в данных условиях полета (высоте и массе ЛА). Эта скорость называется *практической минимальной скоростью* горизонтального полета $V_{прmin}$ и имеет место в точке касания кривых потребных и располагаемых тяг (мощностей) при минимально допустимом газе в горизонтальном полете (рис. 3.8). Дальнейшее дросселирование

двигателя приведет к невозможности горизонтального полета ни на одной скорости.

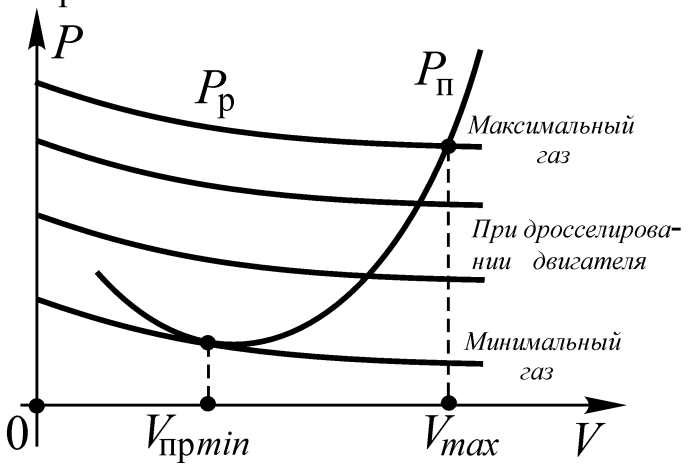


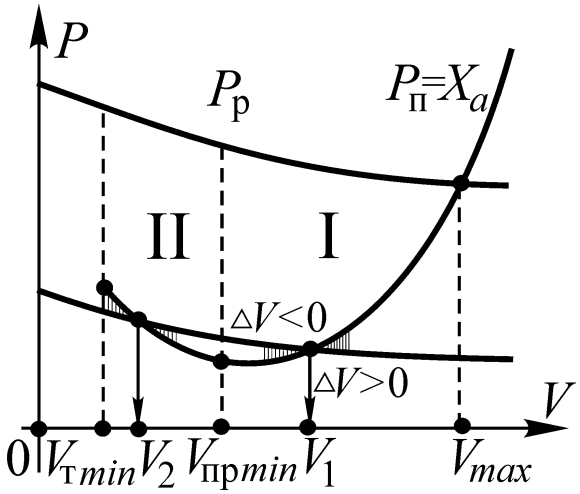
Рис. 3.8. Влияние дросселирования двигателя на кривые располагаемых тяг.

Для самолета с ТРД: $V_{прmin} \approx V_{нв}$, для самолета с ТВД: $V_{эк} < V_{прmin} < V_{нв}$.

Теоретически горизонтальный полет возможен в диапазоне скоростей от $V_{т.min}$ до V_{max}. Этот диапазон скоростей называется *теоретическим диапазоном скоростей горизонтального полета* на данной высоте. Практически горизонтальный полет рекомендуется осуществлять в диапазоне скоростей от $V_{прmin}$ до V_{max}. Этот диапазон скоростей называется *практическим диапазоном скоростей горизонтального полета* на данной высоте.

Все характерные скорости горизонтального полета, теоретический и практический диапазоны скоростей горизонтального полета на каждой высоте могут быть определены по кривым тяг (мощностей)

3.4. Характерные режимы горизонтального полета



Из кривых Жуковского следует, что практическая минимальная скорость делит диапазон возможных скоростей (теоретический диапазон скоростей) горизонтального полета на две характерные области (рис. 3.9):

- первых режимов *I* от $V_{пр\ min}$ до V_{max};
- вторых режимов *II* от $V_{пр\ min}$ до $V_{т\ min}$.

Рис. 3.9. Области первых и вторых режимов горизонтального полета.

Длительный полет в области вторых режимов имеет ряд отрицательных особенностей (худшая управляемость и экономичность самолета) и поэтому не рекомендуется, а для ряда самолетов даже запрещается, что связано с безопасностью полета. Действительно, полет самолета в области первых режимов является безопасным, так как когда скорости большие, углы атаки малые. В области же вторых режимов горизонтального полета скорости малые, а углы

атаки большие. Сложность управления и близость углов атаки к критическому не гарантируют безопасность полетов в области вторых режимов.

3.5. Диаграмма диапазона истинных скоростей

Высота полета влияет на диапазон скоростей полета, т. е. на скоростные свойства самолета. Чем больше высота полета, тем меньше плотность воздуха, и для поддержания подъемной силы самолета постоянной, равной весу, на заданном угле атаки (c_{ya}) потребуется увеличить скорость полета. Это следует из второго условия горизонтального полета (3.4)

$$Y_a = c_{y_a} \frac{\rho V^2}{2} S = G$$

и формулы (3.6) для потребной скорости, полученной из него.

Воспользуемся формулой (3.6) для изучения полета на высотах H и H = 0:

$$V = \sqrt{\frac{2G}{\rho S c_{y_a}}}; \; V_0 = \sqrt{\frac{2G}{\rho_0 S c_{y_a}}}$$

и свяжем скорость полета V на высоте H со скоростью полета V_0 на высоте H = 0 (при условии, что c_{ya} =*const*). Для этого разделим правую и левую части полученных выражений. При одном и том же c_{ya} получим

$$\frac{V}{V_0} = \sqrt{\frac{\rho_0}{\rho}}.$$

Из этого выражения следует, что потребная скорость на высоте H:

$$V = V_0 \sqrt{\frac{\rho_0}{\rho}} = V_0 \sqrt{\frac{1}{\Delta}}, \qquad (3.14)$$

где $\Delta = \rho/\rho_0$ — относительная плотность воздуха на высоте H.

Исходя из соотношения (3.14), скорости V_{Tmin}, $V_{эк}$, $V_{нв}$, $V_{крс}$ с высотой будут расти (рис. 3.10), причем разность между этими скоростями будет возрастать с высотой по тому же закону.

Таким образом, без учета влияния сжимаемости воздуха на аэродинамические характеристики самолета кривые потребных тяг с увеличением высоты полета сдвигаются в сторону больших скоростей (вправо, рис. 3.11).

Закон изменения скорости с высотой при c_{ya} =*const* (3.14) справедлив и действует, пока тяга двигателей достаточна для преодоления лобового сопротивления.

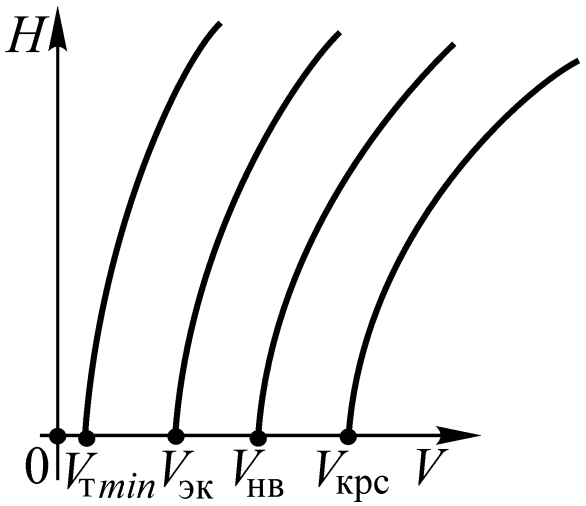


Рис. 3.10. Изменение характерных скоростей горизонтального полета по высотам

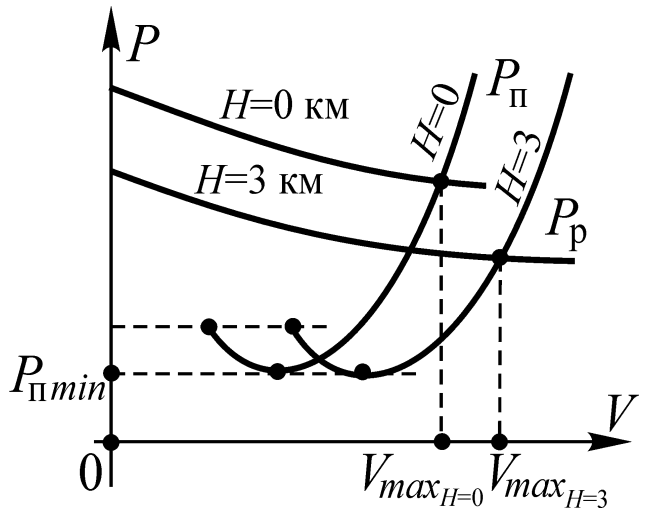


Рис. 3.11. Влияние высоты полета на кривые Жуковского

Например, на больших высотах скорость $V_{тmin}$ будет определяться не $c_{yma\text{x}}$ (т.е. не αкр), а $c_{ya} < c_{yma\text{x}}$, который возможен из условия $P_п = P_р$ на малых скоростях, так как для полета на $c_{yma\text{x}}$ требуется тяга больше той, которая имеется при полной подаче топлива (рис. 3.12).

Рассмотрим следующую характерную скорость — *максимальную скорость горизонтального полета*, т. е. наибольшую, которую может развить самолет в горизонтальном полете.

На режиме максимальной скорости (самолет с ТРД)

$$P = X_a = c_{x_a} \frac{\rho V_{max}^2}{2} S,$$

следовательно

$$V_{max} = \sqrt{\frac{2P_р}{\rho S c_{x_a}}}, \qquad (3.15)$$

т.е. максимальная скорость горизонтального полета самолета с ТРД зависит от располагаемой тяги двигателя, коэффициента лобового сопротивления самолета, плотности воздуха и площади крыла. Чем больше развиваемая тяга $P_р$, чем меньше коэффициент лобового сопротивления c_{xa} (точнее, чем меньше произведение ($c_{xa}S$), т. е. чем совершеннее самолет в аэродинамическом отношении), тем максимальная скорость больше.

Как следует из формулы (3.15), влияние высоты полета H на скорость V_{max} довольно сложно, так как с изменением H меняется не только плотность воздуха, а также тяга ТРД и коэффициент лобового сопротивления самолета. Для определения V_{max} и выяснения характера изменения ее с высотой можно воспользоваться графическим методом. Для этого достаточно после нанесения семейства кривых располагаемых тяг на семейство кривых потребных тяг в

точке пересечения соответствующих кривых прочесть значения V_{max} на каждой высоте (рис.3.11) и по полученным данным построить кривую $V_{max} = f(H)$.

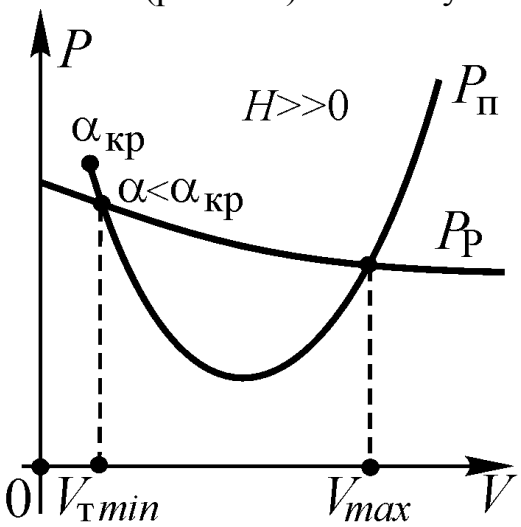


Рис. 3.12. Определение скорости $V_{тmin}$ для больших высотах полета

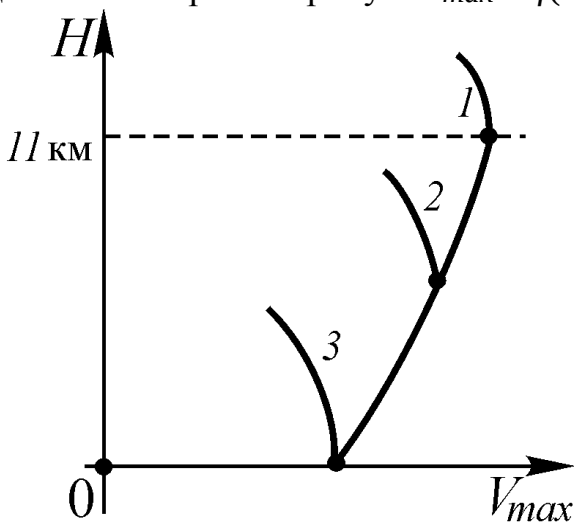


Рис. 3.13. Изменение скорости V_{max} по высоте в зависимости от сжимаемости воздуха

Характер изменения скорости V_{max} с высотой может быть различным. Например, у самолета с ТРД максимальная скорость может непрерывно (до H = 11 км) возрастать (рис. 3.13, кривая *1*) или первоначально возрастать, а затем, начиная с некоторой высоты, уменьшаться (*2*) или непрерывно падать (*3*). Первый случай имеет место, когда влияние сжимаемости воздуха на аэродинамические характеристики еще не сказывается, второй, когда самолет входит в область интенсивного влияния сжимаемости на какой-то промежуточной высоте, и третий, когда самолет на всех высотах находится в области интенсивного влияния сжимаемости воздуха.

Падение максимальной скорости горизонтального полета (рис. 3.13),увеличение теоретической минимальной скорости (рис. 3.10) и исчезновение избытка тяги из-за падения тяги ТРД с высотой приведут к тому, что на некоторой высоте кривые располагаемых и потребных тяг коснутся друг друга и горизонтальный полет окажется возможным только на одной скорости (рис. 3.14). Эта высота пота называется *теоретическим потолком* $H_т$.

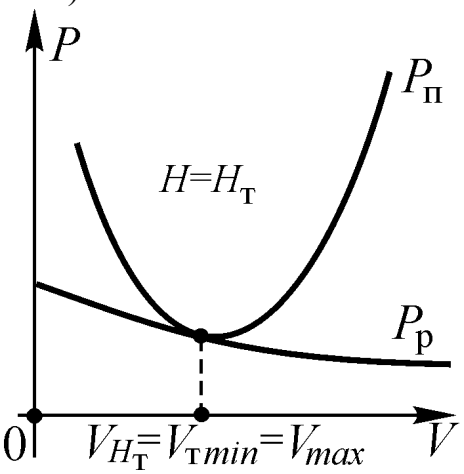
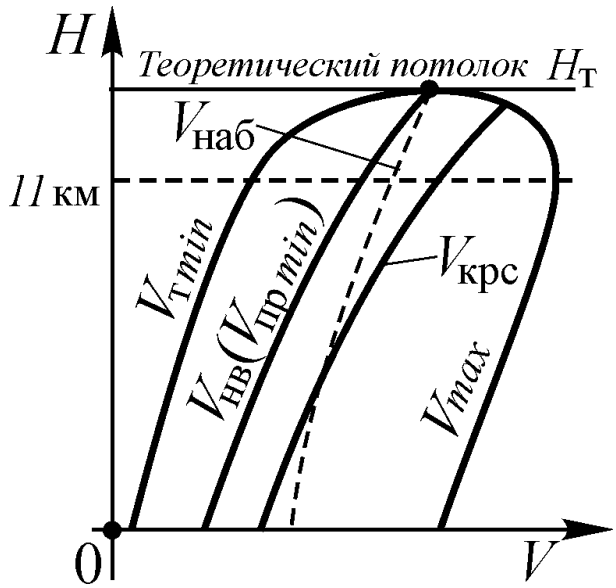


Рис. 3.14. Расположение кривых Жуковского на высоте теоретического потолка



Графическая зависимость характерных скоростей от высоты полета называется *диаграммой диапазона истинных скоростей* самолета (рис. 3.15). Диаграмма скоростей самолета с ТВД аналогична диаграмме диапазона скоростей самолета с ТРД.

Рис. 3.15. Диаграмма диапазона истинных скоростей

3.6. Эксплуатационные ограничения скоростей полета

Диаграмма истинных скоростей (рис. 3.15) может рассматриваться как диаграмма диапазона располагаемых скоростей. Она позволяет судить о возможностях самолета в установившемся полете в теоретическом плане. На практике же из-за наличия ряда эксплуатационных ограничений эти возможности в длительном крейсерском полете не могут быть реализованы. Эксплуатационные ограничения могут иметь место по двигателям, безопасности полетов, прочности конструкции, устойчивости и управляемости. С учетом этих ограничений диаграмма диапазона истинных скоростей горизонтального полета самолета существенно сужается (рис. 3.16).

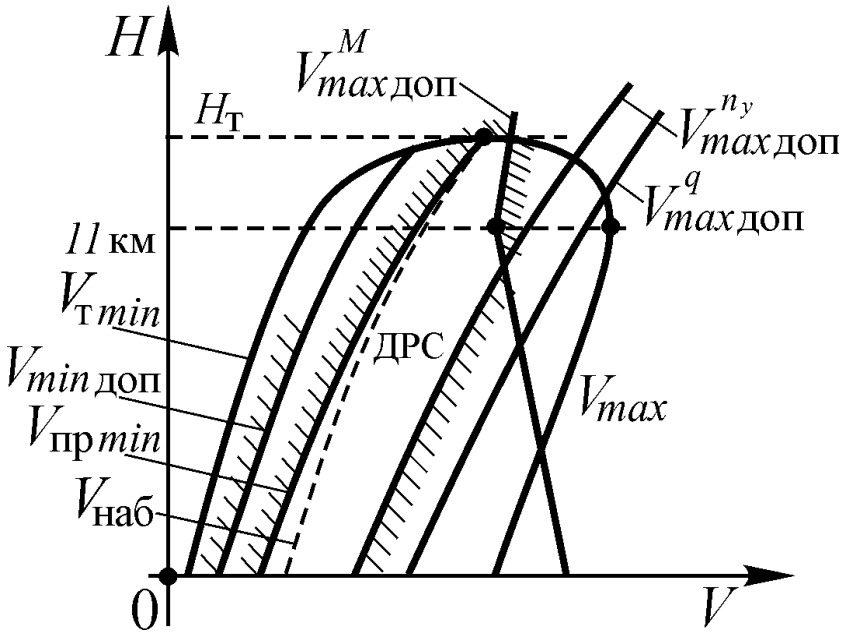


Рис. 3.16. Эксплуатационные ограничения скоростей в горизонтальном полете

3.7. Диаграмма диапазона индикаторных скоростей

Современный самолет для контроля скорости полета оснащается комбинированным указателем скорости (КУС), который имеет узкую и широкую стрелки. Узкая стрелка показывает воздушную скорость (т. е. скорость перемещения самолета относительно воздуха). Однако пилотирование самолета осуществляется не по воздушной, а по приборной скорости $V_{пр}$, значение которой указывает широкая стрелка.

Принцип работы указателя приборной скорости основан на замере скоростного напора и показывает (при пренебрежении некоторыми поправками) так называемую индикаторную скорость $V_{пр} \approx V_i$. Таким образом, *индикаторная скорость* – это скорость, которую пилот наблюдает по шкале прибора, установленного в кабине самолета. Она связана с воздушной скоростью

$$V_i = V_H \sqrt{\Delta}, \qquad (3.16)$$

которое следует из равенства скоростных напоров:

$$q = \frac{\rho_H V_H^2}{2} = \frac{\rho_0 V_i^2}{2}. \qquad (3.17)$$

При полете у Земли (H = 0, Δ = 1) индикаторная и воздушная скорости совпадают. С увеличением высоты различие между воздушной скоростью V_H и индикаторной V_i увеличивается и на высоте H = 12 км воздушная скорость больше примерно в 2 раза (рис. 3.19).

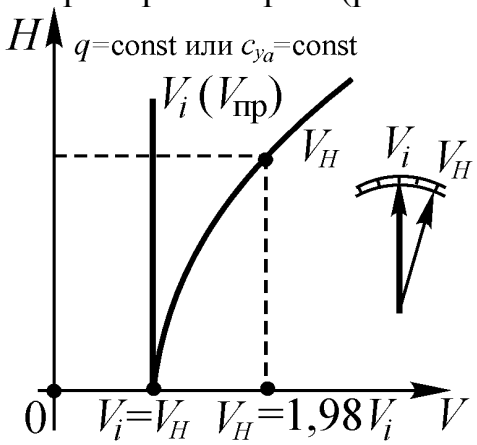


Рис. 3.19. Зависимость воздушной и индикаторной скорости от высоты полета

Из выражения (3.17) можно определить индикаторную скорость

$$V_i = \sqrt{\frac{2q}{\rho_0}}. \qquad (3.18)$$

Из (3.18) видно, что каждому значению скоростного напора на всех высотах соответствует своя индикаторная скорость, т. е. между V_i и q имеется однозначная связь.

Полету с постоянным скоростным напором независимо от высоты полета соответствует постоянное значение индикаторной скорости, равное истинной скорости на уровне Земли.

Следовательно, задача непревышения в полете предельной скорости $V^q_{max\,доп}$ с помощью указателя приборной скорости (широкая стрелка) решается

путем непревышения скорости по прибору, соответствующей этому скоростному напору. В этом заключается одно из преимуществ указателя приборной скорости.

В горизонтальном полете на любой высоте справедливо уравнение (3.5). Из него следует, что

$$c_{ya} = \frac{G/S}{q} \text{ или } q = \frac{G/S}{c_{ya}},$$

то есть независимо от внешних условий (высоты, температуры и т.д.) каждому скоростному напору соответствует свое значение c_{ya}, и наоборот, каждому c_{ya} соответствует определенное значение скоростного напора. И условие $c_{ya} = const$ равносильно условию $q = const$. А так как между скоростным напором и индикаторной (и таким же образом приборной) скоростью существует однозначная связь, то можно считать, что постоянство c_{ya} свидетельствует о неизменной индикаторной (приборной) скорости.

4. Набор высоты

4.1. Уравнения движения

Под *набором высоты* понимается движение самолета по траектории, наклоненной к горизонту под положительным углом (угол наклона траектории набора высоты $\theta > 0$). В общем случае набор высоты может являться неустановившимся (т. е. когда скорость самолета переменна), криволинейным (т. е. когда угол набора высоты θ не постоянен) движением в вертикальной плоскости.

При рассмотрении набора высоты обычно принимается, что скольжения и крена нет ($\beta = \gamma = \gamma_a = 0$), а движение происходит в вертикальной плоскости $0_0X_gY_g$ земной системы координат (т. е. углы $\psi = \psi_a = 0$).

При вышеперечисленных условиях в процессе набора высоты на самолет действуют те же силы, что и в горизонтальном полете: G - сила тяжести, направленная по вертикали вниз; $P_р$ - тяга, направленная по оси двигателя под углом $\varphi_{дв}$ к хорде крыла; Y_a - подъемная сила, перпендикулярная вектору воздушной скорости V; X_a — сила лобового сопротивления, действующая против направления полета (рис. 4.1).

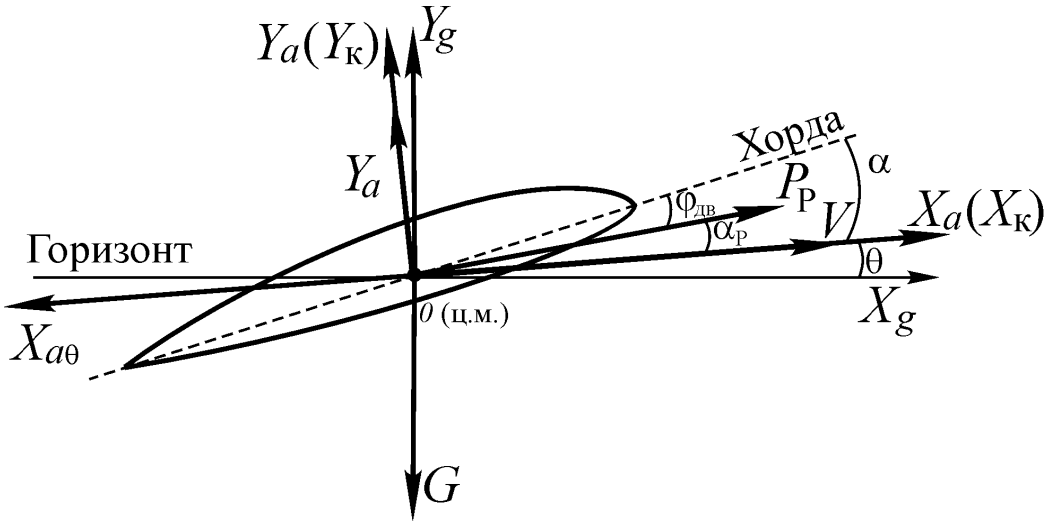


Рис. 4.1. Схема движения самолета при наборе высоты

В отличие от горизонтального полета при наборе высоты все эти силы, кроме силы тяжести, вместе с самолетом и вектором линейной скорости V повернуты на угол на клона траектории θ по отношению к их направлению в горизонтальном полете.

Спроектируем силы на оси траекторной $0X_кY_кZ_к$ (или скоростной $0X_aY_aZ_a$ системы координат, так как в данном случае они совпадают) и получим уравнения сил:

$$m\frac{dV}{dt} = P_р - X_{a\theta} - G\sin\theta,$$
$$mV\frac{d\theta}{dt} = P_р\alpha_р + Y_a - G\cos\theta. \qquad (4.1)$$

Здесь можно принять, что $\cos\alpha_р \approx 1$ и $\sin\alpha_р \approx \alpha_р$. Если при наборе высоты (так же, как и в горизонтальном полете) пренебречь подъемной реактивной силой в общей подъемной силе, т. е. принять, что $P_р\,\alpha_р + Y_a = Y_a$, то уравнения движения самолета примут вид:

$$m\frac{dV}{dt} = P_р - X_{a\theta} - G\sin\theta;$$
$$mV\frac{d\theta}{dt} = Y_a - G\cos\theta;$$
$$V_x = V\cos\theta; \qquad (4.2)$$
$$V_y = V\sin\theta.$$

Уравнения(4.2) описывают неустановившийся и криволинейный набор высоты.

Первые два уравнения в этой системе — это уравнения сил, а другие два — уравнения кинематических связей линейных скоростей.

Так как скорость полета и угол наклона траектории при наборе высоты транспортным самолетом меняются медленно, то изучение неустановившегося

процесса набора высоты допустимо свести к изучению установившегося процесса, т. е. на каждой заданной высоте можно читать, что полет прямолинейный и равномерный. Такое допущение упрощает выявление главнейших закономерностей набора высоты.

Под *набором высоты* (в теоретическом плане) понимается установившееся прямолинейное движение самолета по траектории, наклоненной к горизонту под положительным углом наклона траектории θ.

Уравнения установившегося набора высоты получают из (4.2):

$$\begin{aligned} &P_{\text{р}} - X_{a\theta} - G\sin\theta = 0; \\ &Y_a - G\cos\theta = 0; \\ &V_x = V\cos\theta; \\ &V_y = V\sin\theta. \end{aligned} \qquad (4.3)$$

4.2. Особенности набора высоты

Анализ уравнений движения (4.3) позволяет установить принципиальные отличия набора высоты от горизонтального полета.

Поскольку у самолетов гражданской авиации углы наклона траектории при наборе высоты обычно небольшие, что допустимо принять cos θ = 1. Это значит, что отличиями основных параметров набора высоты и горизонтального полета допустимо пренебречь и считать:

$$Y_a \approx Y_{\text{г.п.}} = G; \quad V_\theta \approx V_{\text{г.п.}}; \quad X_{a\theta} \approx X_a = P_a. \qquad (4.4)$$

Однако из первого уравнения набора высоты (4.3) следует, что при наборе высоты требуется тяга для преодоления не только лобового сопротивления, но и составляющей силы тяжести, равной $G\sin\theta$. В этом состоит основное отличие набора высоты от горизонтального полета самолета.

По аналогии с потребной тягой для горизонтального полета можно ввести понятие тяги, потребной для полета при наборе высоты,

$$P_{\text{п}\theta} = P_{\text{п}} + G\sin\theta, \qquad (4.5)$$

т. е. можно записать, что тяга, потребная для полета при подъеме больше тяги, потребной для горизонтального полета на величину составляющей силы тяжести $G\sin\theta$, которая не зависит от скорости полета.

Из первого уравнения системы (4.3) при принятых допущениях(4.4) можно получить

$P_{\text{р}} - P_{\text{п}} = P_{\text{изб}} = G\sin\theta$, откуда

$$\sin\theta = \frac{P_{\text{изб}}}{G}. \qquad (4.6)$$

Разница ($P_{\text{р}} - P_{\text{п}}$) называется *избытком тяги* $P_{\text{изб}}$ и легко определяется по кривым Жуковского (рис. 4.2-4.3).

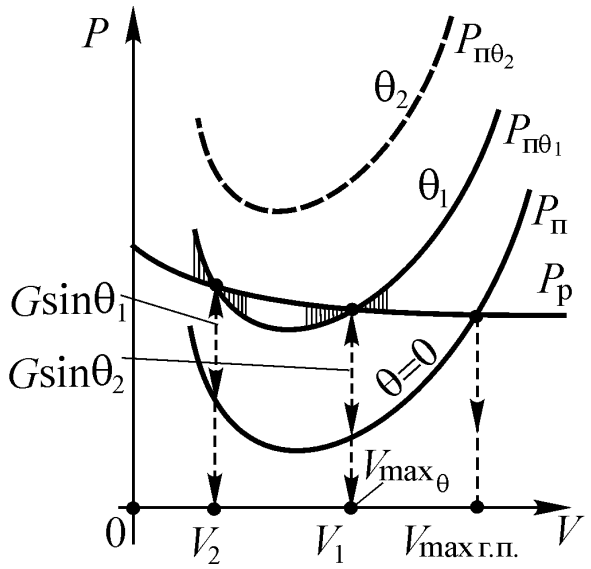


Рис. 4.2 Потребные тяги и мощности самолета при наборе высоты

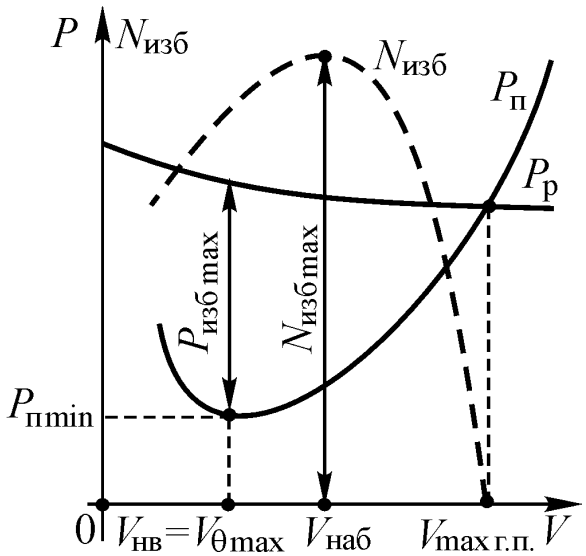


Рис. 4.3. Определение $P_{изб}$ и характерных режимов набора высоты

Из полученных формул можно сделать следующие выводы.

1. Набор высоты возможен только на тех скоростях, на которых имеется (может быть создан) избыток тяги $P_{изб}$ сверх лобового сопротивления в горизонтальном полете с той же скоростью. Это имеет место только при скоростях, меньших V_{max} (рис. 4.2).

2 Для получения кривой потребной тяги (мощности) при подъеме с данным углом θ достаточно кривую потребной тяги для горизонтального полета сдвинуть вверх (эквидистантно) на $G\sin\theta$ (рис. 4.2).

3. .Максимальная скорость по траектории, наклоненной к горизонту под углом θ ($V_{max\theta}$), будет меньше максимальной скорости в горизонтальном полете (рис. 4.2).

4. Для обеспечения подъема на заданной скорости под углом θ необходимо увеличить тягу на $G\sin\theta$. При этом чем больше угол набора θ, тем больше должна быть тяга.

5. Если весь имеющийся избыток тяги расходуется на набор высоты, (т. е. полет происходит без изменения скорости), то угол наклона траектории при этом определится из (4.6). Он будет прямо пропорционален избытку тяги и обратно пропорционален весу самолета.

4.3. Характерные режимы набора высоты

При наборе высоты важно знать предельные возможности самолета в этом движении, т. е. какой возможен наибольший угол наклона траектории и на какой скорости, какая должна быть наибольшая вертикальная скорость и при какой скорости полета. Рассмотрим наиболее характерные режимы набора высоты.

Режим наиболее крутого набора высоты. Этот режим имеет место при наибольшем угле набора θ_{max}. Параметры полета, характеризующие этот режим, получим, воспользовавшись выражением (4.6)

$$\sin\theta_{max} = P_{изб.max}/G, \qquad (4.7)$$

т. е. наиболее крутой набор высоты имеет место при максимальном избытке тяги. Избыток тяги на данной высоте зависит от скорости полета. Следовательно, существует характерная скорость набора высоты при максимальном избытке тяги — *скорость наиболее крутого набора высоты* $V_{\theta max}$.

У самолета с ТРД, у которого зависимость $P_р = f(V)$ довольно пологая, максимальный избыток тяги $P_{изб\ max} = (P_р - P_п)_{max}$ будет соответствовать примерно скорости полета, при которой потребная тяга минимальна $P_{пmin}$.. Следовательно, у самолета с ТРД режим наиболее крутого набора получается на скорости, близкой к наивыгоднейшей, по величине равной практически минимальной скорости горизонтального полета (рис. 4.3).

Режим наиболее быстрого набора высоты. Зная скорость полета и угол наклона траектории, можно определить вертикальную скорость, спроектировав вектор скорости на вертикаль (рис. 4.4). Вертикальную скорость принято обозначать через $V_y = V\sin\theta$. Воспользовавшись соотношением (4.6), получим вертикальную скорость при установившемся наборе высоты

$$V^*_{y\,max} = \frac{P_{изб}V}{G} = \frac{N_{изб}}{G} \qquad (4.8)$$

Откуда следует

$$V^*_{y\,max} = \frac{(P_{изб}V)_{max}}{G} = \frac{N_{изб\,max}}{G} \qquad (4.9)$$

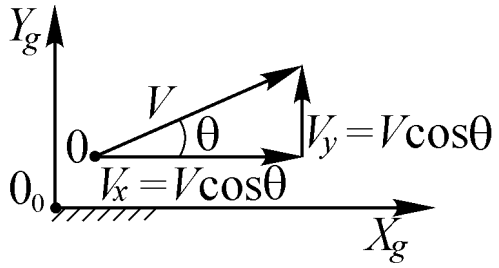


Рис. 4.4. Схема определения вертикальной скорости

Это означает, что наиболее быстрый набор высоты имеет место при максимальном избытке мощности $N_{изб\ max} = (N_р - N_п)_{max}$.

Следовательно, определение максимальной вертикальной скорости самолета сводится к определению максимального избытка мощности. Режим наиболее быстрого набора высоты будет иметь место на той скорости полета по траектории, при которой избыток мощности наибольший.

Скорость по траектории, при которой $N_{изб}$ (и, следовательно, V^*_y) имеет максимум, называют *скоростью набора высоты* и обозначают $V_{наб}$. У самолетов с ТРД $V_{наб}$ больше наивыгоднейшей (рис. 4.3). У самолетов с ТВД обычно больше экономической, но меньше наивыгоднейшей.

При определении свойств самолета в процессе набора высоты наибольший практический интерес представляет расчет скорости наиболее быстрого набора высоты $V_{наб}$ и максимальной вертикальной скорости $V^*_{y\ max}$. Набор

высоты с максимальным углом θ_{max} представляет интерес лишь в определенных случаях, например при необходимости перелета через препятствия. Расчет набора высоты производится обычно для номинального режима работы двигателей.

4.4. Влияние высоты полета на скорость набора высоты и максимальную вертикальную скорость

Для определения скоростей $V_{наб}$ и $V^*_{y\ max}$ целесообразно воспользоваться графиками тяг (мощностей) Жуковского. Для этого необходимо по имеющимся кривым тяг (мощностей) Жуковского на каждой принятой высоте строить кривые избытка мощности $N_{изб} = f(V)$, задаваясь значениями скоростей в окрестности ожидаемого максимума избыточной мощности. По построенным кривым (рис. 4.5) определяется $V_{наб}$ как скорость при максимальном избытке мощности $N_{изб\ max}$. По этим же кривым находятся значения $N_{изб\ max}$, а затем по формуле (4.9) вычисляются максимальные вертикальные скорости при наборе высоты $V^*_{y\ max}$.

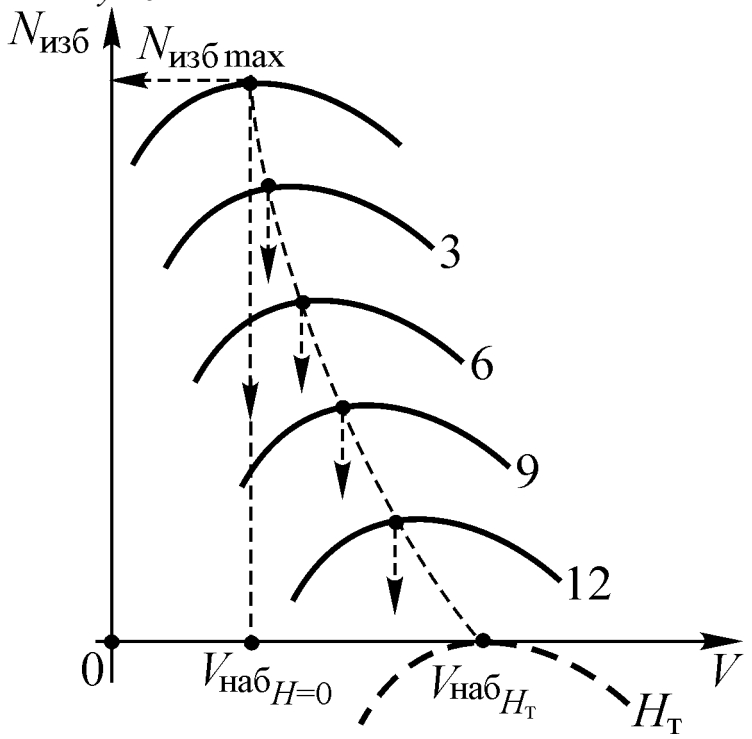


Рис. 4.5. Определение скорости набора высоты

Поскольку максимумы избыточной мощности с подъемом на высоту сдвигаются в область больших скоростей, то скорость $V_{наб}$ (при отсутствии влияния сжимаемости) также непрерывно растет (рис.4.6), но медленнее, чем по закону $\sqrt{\frac{1}{\Delta}}$. На малых высотах $V_{наб} > V_{пр\ min}$, с возрастанием высоты разрыв между ними сокращается и на теоретическом потолке $V_{наб} = V_{пр\ min}$.

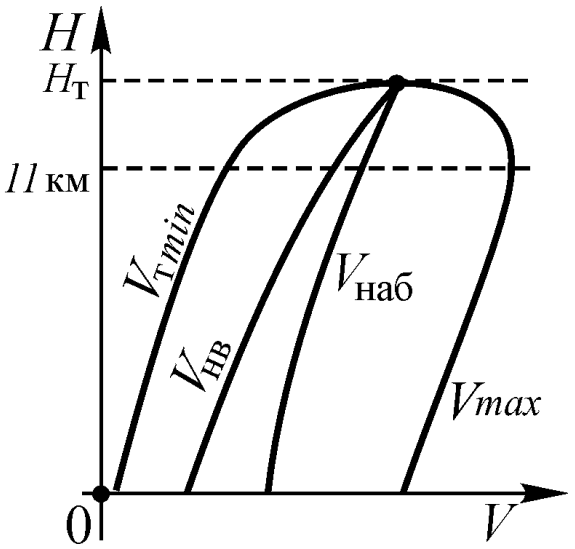


Рис. 4.6. Изменение скорости набора высоты по высоте полета

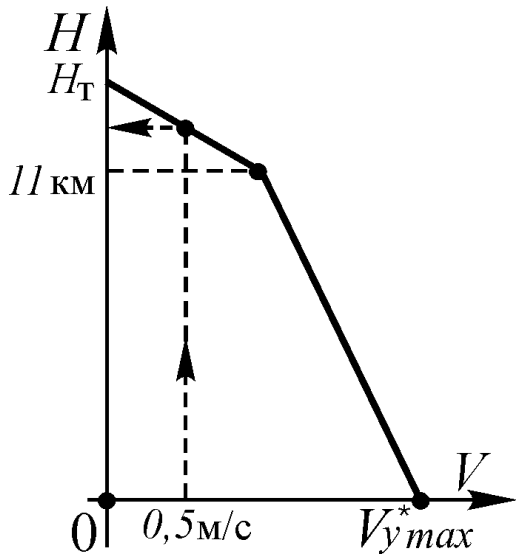


Рис. 4.7. Изменение вертикальной скорости по высоте полета

Максимальная вертикальная скорость $V^*_{y\ \max}$ с увеличением высоты непрерывно уменьшается (из-за падения избыточной мощности, рис. 4.5), причем для ТРД изменение $V^*_{y\ \max} = f(H)$ происходит по закону, близкому к линейному (рис. 4.7). Для высотного турбореактивного самолета зависимость $V^*_{y\ \max} = f(H)$ имеет точку перелома на высоте H = 11000 м, так как, начиная с этой высоты, тяга двигателя уменьшается более интенсивно из-за постоянства температуры в атмосфере.

Максимальная вертикальная скорость на теоретическом потолке $H_т$, из-за отсутствия избытка тяги (мощности) (рис. 4.5) равняется нулю. Основываясь на этом, можно дать определение *теоретического потолка самолета*, как высоты полета, на которой максимальная вертикальная скорость равняется нулю. На высоте $H_т$ полет возможен только на одной скорости и только горизонтальный. Теоретический потолок может быть легко найден графически как точка пересечения кривой $V^*_{y\ \max} = f(H)$ с осью ординат (рис. 4.7).

Теоретический потолок реально не может быть достигнут самолетом при установившемся полете, так как для его достижения требуется бесконечное время из-за быстрого уменьшения вертикальной скорости вблизи $H_т$.. Поэтому высотность различных самолетов сравнивается по их практическому потолку $H_{пр}$. Практический потолок самолета принимается равным высоте, на которой вертикальная скорость $V^*_{y\ \max}$ =0,5 м/с. Он определяется на основе зависимости $V^*_{y\ \max} = f(H)$ (рис. 4.7).

4.5. Барограмма подъема самолета и дальность набора высоты

При анализе набора высоты необходимо рассмотреть две его основные характеристики: время набора высоты $t_{наб}$ и путь, пройденный ' самолетом по горизонтали за это время, т. е. дальность набора высоты $L_{наб}$.

Задача определения времени и дальности набора высоты обычно решается численными методами. Но для дозвуковых самолетов на режиме наиболее быстрого набора высоты угол наклона траектории обычно такой незначительный, что допустимо принять - $\cos\theta \approx 1$. При этом скорость $V_{наб}$ изменяется до расчетной высоты H, не более чем в 1,5 раза. В этих условиях при расчете дальности набора высоты допустимо принять $V_{наб}$ = const = $V_{наб\ ср}$ = 0,5 ($V_{наб\ H=0}$ + $V_{наб\ H}$), а тогда можно записать

$$L_{наб} = V_{наб\,ср} t_{наб}. \qquad (4.10)$$

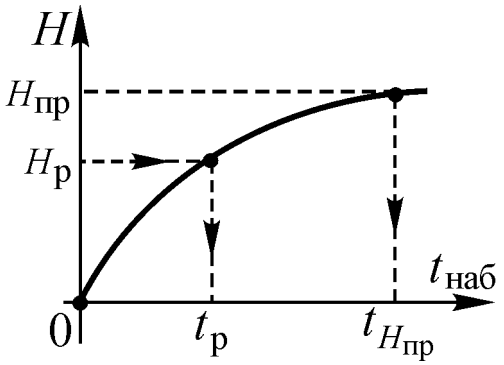


Рис. 4.8. Барограмма набора высоты

Зависимость времени наиболее быстрого набора высоты от высоты полета называется барограммой набора высоты (барограммой подъёма) самолета (рис. 4.8). По ней можно найти время набора любой высоты, например, расчетной $H_р$.

5. Снижение самолета

5.1. Уравнения движения и их анализ

Под *снижением* понимается установившееся прямолинейное движение по траектории, наклоненной к горизонту под отрицательным углом $\theta<0$. Отличие снижения от набора высоты состоит только в знаке угла наклона траектории, силы же, действующие на самолет, как при наборе высоты, так и при снижении, будут те же самые.

Схема движения ЛА при снижении будет аналогичной (рис. 4.1), а уравнения движения идентичны системе (4.3):

$$\begin{aligned} &P_р - X_a - G\sin\theta = 0; \\ &Y_a - G\cos\theta = 0; \\ &V_x = V\cos\theta; \\ &V_y = V\sin\theta \end{aligned} \qquad (5.1)$$

Условия снижения можно записать так:

$$\begin{aligned} &P_р = X_a + G\sin\theta; \\ &Y_a = G\cos\theta. \end{aligned} \qquad (5.2)$$

При подъеме, как известно, требовалась тяга большая, чем в горизонтальном полете, на величину $G\cos\theta$. При снижении же требуется меньшая тяга на величину $G\sin\theta$ (5.2):

$$P_{п\theta} = P = X_a + G\sin\theta \ (G\sin\theta<0). \qquad (5.3)$$

Это объясняется тем, что при снижении проекция силы тяжести направлена по направлению движения самолета, и на преодоление лобового сопротивления расходуется не только работа (мощность) двигателя, но и потенциальная энергия самолета.

Если угол $|\theta| < 10°$, то разница в значении подъемной силы, лобового сопротивления и потребной скорости при снижении и в горизонтальном полете пренебрежимо мала и, исходя из первого условия снижения, можно записать

$$P = P_{п\theta} = P_п + G\sin\theta. \qquad (5.4)$$

Откуда следует:

$$P_{изб} = P - P_п = G\sin\theta, \qquad (5.5)$$

а

$$\sin\theta = \frac{P - P_п}{G} = \frac{P_{изб}}{G}. \qquad (5.6)$$

Когда располагаемая тяга меньше потребной для горизонтального полета, возможно не только уменьшение скорости полета, но и снижение. Чем больше недостаток тяги, тем с большей вертикальной скоростью и под большим углом наклона траектории будет происходить снижение.

В полете при полной подаче топлива снижение возможно на скоростях, больших максимальной скорости полета. Для снижения на скорости меньше максимальной необходимо дросселирование тяги. Наиболее интенсивное снижение на каждой заданной скорости возможно при полном убранном газе, когда наступает планирование ЛА.

5.2. Планирование самолета

Планированием самолета называют полет при отсутствии тяги ($P = 0$). Различают полет с остановленным и с сильно задросселированным двигателем.

Для современных пассажирских самолетов снижение с задросселированными двигателями (планирование) практически используется только в аварийном случае (разгерметизации кабины или при отказе двигателей). Как естественный режим планирование используется в полете планером. Хорошие характеристики планирования самолета — залог безопасности полета, так как квалифицированному пилоту они позволяют совершить уверенное приземление в случае отказа двигателей.

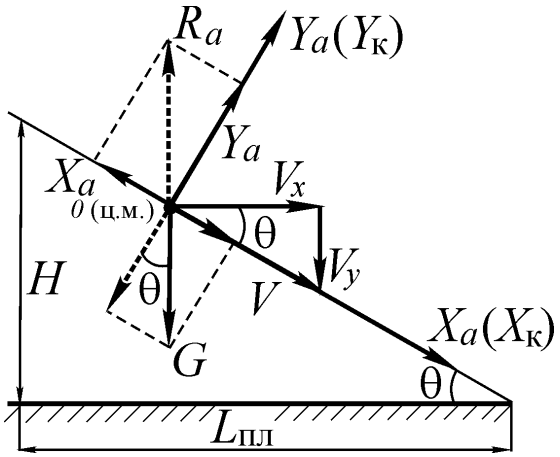


Рис. 5.1. Схема движения ЛА при планировании

Уравнения движения. Как следует из определения, при планировании располагаемая тяга $P_р$ (или фактическая P) равняется нулю, и на самолет действуют подъемная сила Y_a, перпендикулярная вектору скорости и направленная вверх (рис. 5.1), сила лобового сопротивления X_a, направленная против вектора скорости, и сила тяжести G, направленная по вертикали вниз.

Спроектируя все силы на оси x и y скоростной системы координат, получим уравнения движения самолета при планировании:

$$-X_a - G\sin\theta = 0 \quad (\theta < 0);$$
$$Y_a - G\cos\theta = 0;$$
$$\frac{dL}{dt} = V_x = V\cos\theta; \qquad (5.7)$$
$$\frac{dH}{dt} = V_y = V\sin\theta.$$

При планировании аэродинамическая сила уравновешивает силу тяжести самолета, составляющая силы тяжести $G\sin\theta$ является силой, преодолевающей лобовое сопротивление самолета, а энергия, идущая на преодоление сопротивления, расходуется только за счет потенциальной энергии самолета в поле земного тяготения.

Анализ уравнений движения. Из второго уравнения системы (5.7)

$$Y_a = c_{ya}\frac{\rho V_{пл}^2}{2}S = G\cos\theta \qquad (5.8)$$

следует, что скорость планирования

$$V_{пл} = \sqrt{\frac{2G\cos\theta}{\rho S c_{ya}}} = \sqrt{\frac{2G}{\rho S c_R}}. \qquad (5.9)$$

Разделив первое уравнение на второе системы (5.7), получим выражение для нахождения угла наклона траектории при планировании

$$\mathrm{tg}\theta = -\frac{1}{K}, \qquad (5.10)$$

т.е. каждому углу атаки соответствует свое значение качества самолета, а тем самым и свой угол планирования θ и своя скорость планирования $V_{пл}$. На наивыгоднейшем угле атаки аэродинамическое качество максимальное и этому углу атаки будет соответствовать режим наиболее пологого планирования. При заданном перепаде высот *наибольшая дальность и время планирова-*

ния будет иметь место на режиме наиболее пологого планирования, где аэродинамическое качество максимально (т. е. при угле атаки $\alpha_{нв}$):

$$L_{пл\,max} = K_{max} H; \qquad (5.11)$$

$$t_{пл} \approx \frac{K_{max} H}{V_{пл\,ср}} = \frac{L_{пл\,ср}}{V_{пл\,ср}}. \qquad (5.12)$$

Приближенные соотношения (5.11) и (5.12) дают удовлетворительную точность при инженерных расчетах дозвуковых транспортных самолетов.

5.3. Поляра скоростей планирования

Режимы планирования можно рассмотреть на *поляре скоростей планирования* — полярной диаграмме, связывающей скорость планирования с углом планирования Vпл = $f(\theta)$ (рис. 5.2).

Порядок расчета поляры скоростей планирования (без учета влияния сжимаемости воздуха) следующий. Для заданной высоты H = const перебирают различные значения коэффициента c_{ya}. По поляре определяют соответствующие значения коэффициента c_{xa}. Затем рассчитывают аэродинамическое качество K, угол планирования θ (5.10), скорость планирования $V_{пл}$ (5.9) и ее составляющие V_x и V_y (третье и четвертое уравнения системы (5.7)).

Анализ поляры скоростей планирования. По любой точке кривой, определяющей некоторый режим планирования, можно найти скорость планирования, ее составляющие, угол атаки α и угол наклона траектории θ.
Режим наибольшей дальности планирования по этой поляре находится путем проведения касательной к ней из начала координат (полюса).

Если к поляре скоростей планирования провести касательную, параллельную полярной (горизонтальной) оси, то в точке касания получим *режим наибольшего времени планирования*.

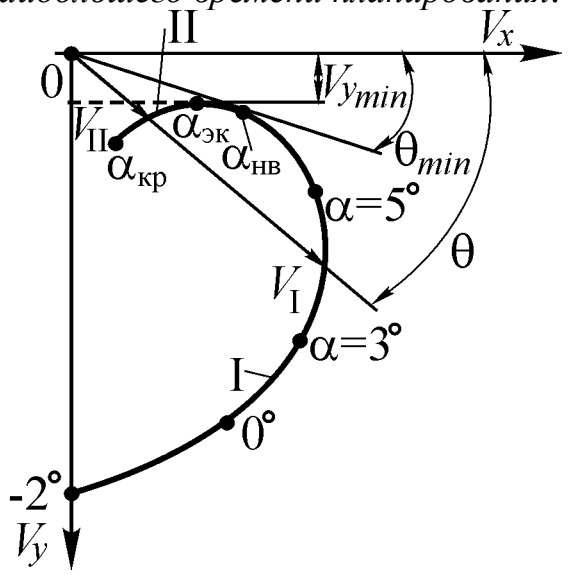


Рис. 5.2. Поляра скоростей планирования

Из поляры скоростей планирования видно, что если углы α малы, скорости. $V_{пл}$ большие, то тогда углы планирования θ большие. С увеличением α скорость и угол планирования уменьшаются. Это происходит до тех пор, пока угол планирования не достигнет минимального значения, т. е. до *режима наиболее пологого планирования* (наибольшей дальности). Дальнейшее увеличение α сопровождается падением скорости планирования, но угол планирования уже не уменьшается, а растет.

Таким образом, при некоторых значениях θ, немного больших, чем θ_{min}, планирование с заданным углом θ возможно с двумя скоростями (углами атаки): на малой скорости (большом угле атаки) и большой скорости (малом угле атаки).

Область больших скоростей (малых углов атаки), где с увеличением угла атаки а угол планирования θ уменьшается, называется *областью первых режимов планирования* (I).

Область же малых скоростей (больших углов атаки), где с увеличением угла атаки угол планирования возрастает, называется *областью вторых режимов планирования* (II). Граница между первым и вторым режимами является режимом наибольшей дальности планирования.

Различают пологое и крутое планирование. Крутое с $\theta > 30°$ принято называть *пикированием*. Планирование под углам $\theta = 90°$ называется *отвесным пикированием*.

Планирование на $\alpha > \alpha_{кр}$ называют *парашютированием*.

Обычно планирование производится с $\alpha = \alpha_{нв}$. Планирование с $\alpha > \alpha_{эк}$ не применяется по условиям безопасности полетов.

6. Дальность и продолжительность полета

6.1. Техническая и практическая дальность

Под *дальностью полета L* понимается путь, пройденный самолетом по горизонтали (поверхности Земли) за полет. Для современных самолетов этот путь складывается из дальности набора высоты $L_{наб}$ дальности горизонтального полета $L_{г.п.}$ и дальности снижения $L_{сн}$ (рис. 6.1):

$$L = L_{наб} + L_{г.п} + L_{сн}. \qquad (6.1)$$

Дальность L еще иногда называют дальностью крейсерского полета по маршруту.

Продолжительность характеризуется временем полета. В соответствии с дальностью, продолжительность представляется как суммарное время полета на отдельных участках.

Основную часть дальности составляет участок полета на заданной (расчетной $H_р$) высоте, называемой крейсерским или маршевым.

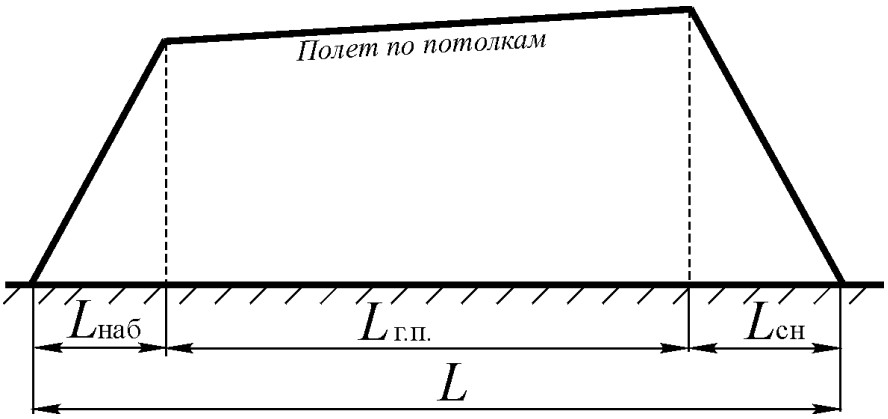


Рис. 6.1. Профиль полета самолета при полете по «потолкам»

Запас топлива, имеющегося на борту самолета $m_т$, (масса топлива, измеряемая в килограммах), расходуется на набор высоты $m_{т.наб}$, на горизонтальный полет $m_{т\ г.п.}$ и снижение $m_{т\ сн}$. Если весь запас топлива расходуется на эти цели без остатка, то дальность полета, полученная в этих условиях, называется *технической*. Аналогично можно ввести понятие технической продолжительности полета. При этом масса топлива, которая будет расходоваться на горизонтальный полет, определяется путем вычитания из общего запаса топлива массы топлива, израсходованного на набор высоты и снижение:

$$m_{т\ г.п.} = m_т - (m_{т.наб} + m_{т\ сн}). \qquad (6.2)$$

Практически техническую дальность полета получить невозможно, так как не все топливо, определенное по формуле (6.2), может быть израсходовано в горизонтальном полете. Часть его в соответствии с НЛГС должна быть оставлена в качестве *аэронавигационного запаса топлива* (АНЗ) $m_{т\ АНЗ}$, который зависит от аэронавигационной и метеорологической обстановок по маршруту полета, на аэродроме назначения и на запасных аэродромах.

Помимо этого, определенная часть топлива не может быть выработана по конструктивным соображениям вследствие особенностей топливной системы самолета $m_{т\ невыр}$. Часть топлива затрачивается на взлет $m_{т\ взл}$ (руление, собственно взлет, выход на маршрут) и посадку $m_{т\ пос}$:

$$m_{т\ г.п} = m_т - (m_{т\ наб} + m_{т\ сн}) - (m_{т\ взл} + m_{т\ пос} + m_{т\ АНЗ} + m_{т\ невыр}) \qquad (6.3)$$

Дальность полета самолета, полученная с учетом аэронавигационного запаса и расхода на взлет, посадку и т. п. называется *практической дальностью полета.*

6.2. Часовой и километровый расходы топлива

Для анализа и расчета дальности и продолжительности полета самолета пользуются понятиями часового $q_ч$ и километрового $q_к$ расходов топлива.

Пусть самолет за время полета в часах t пролетел расстояние по горизонтали в километрах L и израсходовал $G_т$ топлива в кг. Поделив этот вес

(массу) израсходованного топлива на время полета, получим расход топлива за 1 ч полета, т. е. *часовой расход* (кг/ч):

$$q_ч = G_Т/t \qquad (6.4)$$

а поделив массу израсходованного топлива на расстояние — расход топлива на 1 км пройденного пути, т. е. *километровый расход топлива* (кг/км):

$$q_к = G_Т/L \qquad (6.5)$$

Скорость полета (км/ч) можно получить, если поделить часовой расход топлива на километровый:

$$q_ч/q_к = L/t\ ,$$

где V – скорость полета, м/с.

Откуда получаем связь между расходами топлива:

$$q_ч = 3{,}6 q_к\,. \qquad (6.6)$$

При заданной скорости полета километровый расход топлива всегда может быть определен через часовой или, наоборот, часовой расход топлива через километровый.

6.3. Дальность и продолжительность горизонтального полета

Из выражений часового и километрового расходов топлива следует, что дальность и продолжительность горизонтального полета самолета:

$$L_{гп} = G_{тг.п.}/\ q_к\ ; \qquad (6.7)$$

$$t_{гп} = G_{тг.п.}/\ q_ч\ . \qquad (6.8)$$

Для расчета дальности и продолжительности горизонтального полета необходимо знать как массу топлива $m_{т\ г.п.}$, которая может быть израсходована в горизонтальном полете (6.2) или (6.3), так и часовой или километровый расход топлива.

В процессе полета непрерывно изменяется масса (вес) самолета из-за израсходования имеющегося запаса топлива. При этом изменяются часовой и километровый расходы топлива. В общем случае расходы $q_ч$ и $q_к$ представляют собой сложные функции от массы самолета. Только установив эти зависимости, можно с наибольшей точностью получить расчетным путем дальность и продолжительность полета.

Метод расчета Пышнова. Наиболее простой метод расчета дальности и продолжительности горизонтального полета предложил и обосновал в 1930 г. В.С. Пышнов в книге "Теория авиации". Сущность этого метода состоит в том, что если вес (масса) самолета в горизонтальном полете меняется не более, чем в 1,5...2,0 раза, то с достаточной точностью расчет можно вести по среднему полетному весу (массе) самолета. Ошибка при этом 1,5...4,0 %.

Опираясь на метод Пышнова, в инженерной практике в качестве расчетов первого приближения, считают, что в процессе полета расходы топлива остаются постоянными и равными их среднему значению, соответствующему среднему значению массы самолета:

$$m_{ср} = m_0 - (m_{т.взл} + m_{т\ наб}) - 0{,}5\ m_{т\ г.п}. \qquad (6.9)$$

При таком допущении вместо (6.7) и (6.8) получим:

$$L_{\text{г.п.}} = \frac{m_{\text{т г.п.}}}{q_{\text{к ср}}};\ t_{\text{г.п.}} = \frac{m_{\text{т г.п.}}}{q_{\text{ч ср}}}. \qquad (6.10)$$

Поскольку в дальнейшем рассматривается и проводится анализ дальности и продолжительности горизонтального полета при средних значениях расходов топлива, то для упрощения записей индекс "ср" будем везде отбрасывать.

Наибольшая дальность и наибольшая продолжительность горизонтального полета будут иметь место при минимальных значениях километрового и часового расходов топлива, соответственно:

$$L_{\text{г.п.max}} = \frac{m_{\text{т г.п.}}}{q_{\text{к min}}};\ t_{\text{г.п.max}} = \frac{m_{\text{т г.п.}}}{q_{\text{ч min}}}. \qquad (6.11)$$

Дальность и продолжительность горизонтального полета в основном зависят от изменения часового и километрового расходов топлива.

6.4. Влияние скорости на дальность и продолжительность полета

Экономичность двигателей принято оценивать *удельным расходом топлива*, т.е. расходом топлива на единицу тяги (мощности) двигателя за один час его работы.

У самолета с ТРД часовой расход топлива прямо пропорционален потребной тяге $P_{\text{п}}$, а километровый расход — отношению потребной тяги к скорости ($P_{\text{п}}/V$). Коэффициентом пропорциональности является *удельный расход топлива* $c_p \left[\frac{\text{кг}}{\text{Н ч}}\right]$. У самолета с ТВД часовой расход пропорционален потребной мощности $N_{\text{п}}$, а километровый — отношению потребной мощности к скорости ($N_{\text{п}}/V$). Коэффициентом пропорциональности является отношение удельного расхода топлива $c_e \left[\frac{\text{кг}}{\text{кВт ч}}\right]$ к КПД винта $\eta_{\text{в}}$. Удельный расход топлива зависит от типа двигателя, режима работы (степени дросселирования), высоты и скорости полета.

Исходя из понятия удельного расхода топлива, часовой расход топлива для самолета с несколькими двигателями можно определить так:

$$q_{\text{ч}} = c_p P_{\text{р}} i; \qquad (6.12)$$

$$q_{\text{ч}} = c_e N_{\text{р}} i. \qquad (6.13)$$

В горизонтальном полете располагаемая тяга равна потребной (для мощности – аналогично) и, следовательно:

$$q_{\text{ч}} = c_p P_{\text{п}}; \qquad (6.14)$$

$$q_{\text{к}} = \frac{c_p}{3{,}6}\left(\frac{P_{\text{п}}}{V}\right). \qquad (6.15)$$

Полученные выражения (6.14), (6.15) позволяют установить как расходы зависят от скорости и высоты полета.

Для самолета с любым типом двигателя влияние скорости полета на километровый расход (т.е. на дальность) оказывается слабее, чем на часовой расход (т.е. на продолжительность полета).

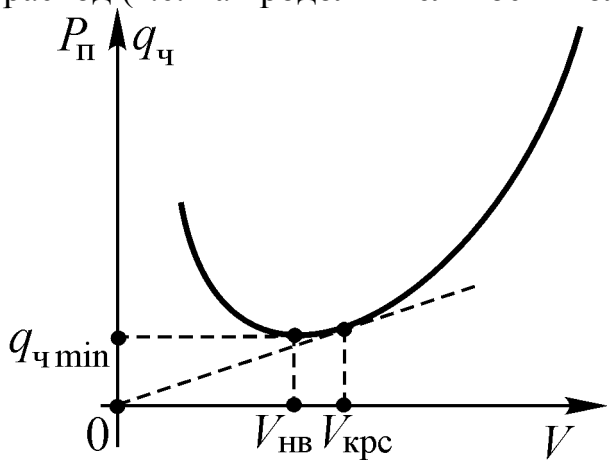


Рис. 6.2. Влияние скорости полета на часовой расход топлива

Если предположить, что у самолета с ТРД c_p = const, а у самолета с ТВД c_e = const и $\eta_в$ = const, то характер изменения часового расхода от скорости у самолета с ТРД будет аналогичен изменению потребной тяги от скорости, а у самолета с ТВД — потребной мощности от скорости.

Поэтому, чтобы построить зависимость $q_ч = f(V)$ достаточно просто изменить масштаб графика $P_п = f(V)$ по оси ординат (рис. 6.2).

В этих условиях у самолета с ТРД на заданной высоте наибольшая продолжительность полета будет иметь место на наивыгоднейшей скорости $V_{нв}$, так как наименьший часовой расход имеет место при минимальной потребной тяге, а наибольшая дальность полета — на крейсерской скорости $V_{крс}$, поскольку наименьший километровый расход получается при минимальном значении отношения потребной тяги к скорости:

$$q_{ч\,min} \approx c_p P_{п\,min} \text{ соответствует } V_{нв}; \qquad (6.16)$$

$$q_{к\,min} = \frac{c_p}{3{,}6}\left(\frac{P_п}{V}\right)_{min} \text{ соответствует } V_{крс}. \qquad (6.17)$$

В действительности же удельный расход топлива или коэффициент полезного действия винта зависят от скорости полета, и режимы наибольшей дальности и продолжительности не совпадают с вышеназванными скоростями (отличие по скоростям 5...7 %).

6.5. Влияние высоты на дальность и продолжительность полета

Влияние высоты на дальность полета. Наибольшая дальность полета имеет место на скорости, близкой к крейсерской, на которой километровый расход топлива минимален (6.17).

Если предположить в первом приближении, что c_p =const (т. е. не зависит от высоты полета), то на режиме наибольшей дальности на разных высотах самолет должен лететь на крейсерской скорости. Полету самолета на $V_{крс}$ соответствует определенный угол атаки $\alpha_{крс}$, а также постоянная потребная тяга $P_п = G/K_{крс}$ = const. Но скорость $V_{крс}$ с увеличением высоты растет по за-

кону $V = V_0\sqrt{\frac{1}{\Delta}}$. В результате увеличения знаменателя в выражении (6.17) с ростом высоты расход $q_{\text{кmin}}$ должен уменьшаться (рис. 6.3).

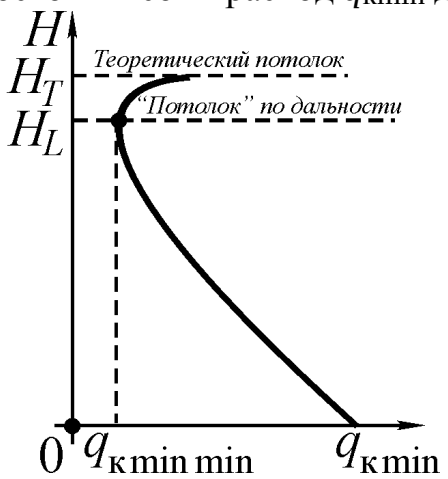


Рис. 6.3. Изменение минимального километрового расхода топлива с высотой полета

Интенсивное снижение $q_{\text{к min}}$ и, следовательно, возрастание дальности полета с высотой будут происходить до тех пор, пока увеличивающаяся скорость полета $V_{\text{крс}}$ не сравняется с максимальной $V_{\max}$ горизонтального полета *1* (рис. 6.4). Обычно это происходит на высотах $H \geq 10...11$ км. Начиная с этой высоты, скорость на режиме наибольшей дальности полета равняется максимальной крейсерской скорости и с высотой уменьшается особенно интенсивно по мере приближения к теоретическому потолку *2*.

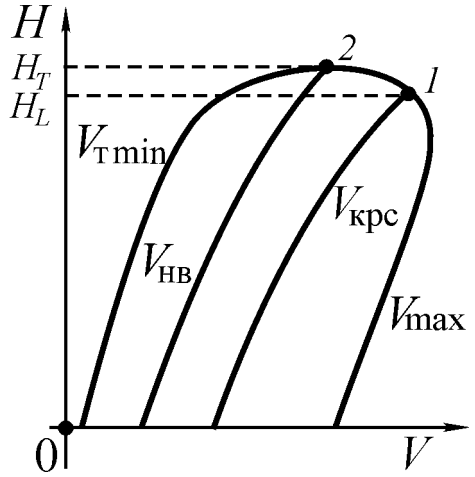


Рис. 6.4. Определение «потолка» по дальности

Как видим, здесь можно сделать очень важный вывод — существует высота полета (рис.6.3), на которой минимальный километровый расход топлива $q_{\text{к min}}$ имеет наименьшее значение ($q_{\text{к min min}}$), а дальность полета наибольшая, т. е. существует как бы "потолок" по дальности полета H_L.

При отсутствии сжимаемости воздуха наибольшая дальность полета самолета с ТРД будет достигаться примерно на высоте практического потолка, т.е. $H_L \approx H_{\text{пр}}$. Учет влияния сжимаемости воздуха на больших высотах приводит к тому, что $q_{\text{к min min}}$ и наибольшая дальность полета самолета имеют место на высотах, меньших практического потолка на 1...3 км.

Потолок самолета зависит от его массы. Из-за выгорания топлива масса самолета в полете непрерывно уменьшается, и с течением времени потолок растет. Как показывают исследования, с точки зрения увеличения дальности высоту полета по мере выгорания топлива выгодно непрерывно повышать, т.е. все время совершать полет на *дальность по потолкам* (рис. 6.1), при этом дальность полета возрастает на 3...8 %.

В гражданской авиации полет по потолкам используется при внетрассовых полетах, при полете с отказавшим двигателем и в других случаях, когда требуется достижение максимальной дальности. В нормальных условиях по-

леты всегда выполняются на заданных эшелонах, которые выбираются в соответствии с правилами вертикального эшелонирования, изложенными в Наставлении по производству полетов в гражданской авиации(НПП ГА). Интервалы вертикального эшелонирования представлены на рис. 6.5.

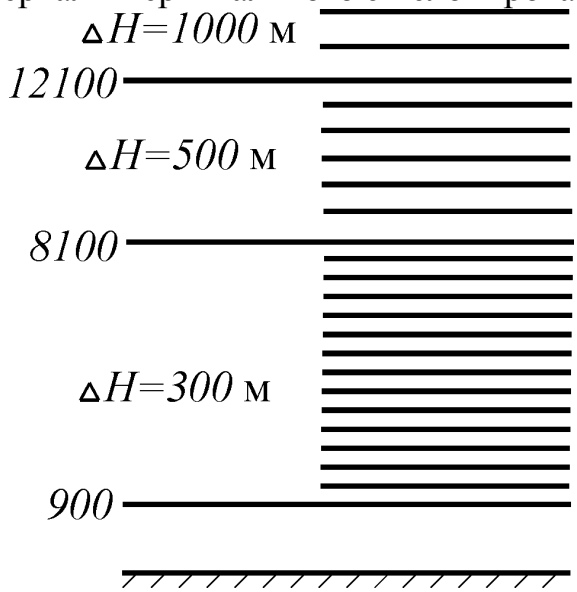


Рис. 6.5. Интервалы вертикального эшелонирования

При выборе режима полета на дальность для самолета с ТРД определяющим фактором является высота полета, которая оказывает более сильное влияние на километровый расход, чем скорость полета. Чем больше высота, тем экономические показатели ТРД улучшаются, километровый расход снижается, и рейсовые полеты выгодно выполнять на больших высотах.

Если теперь учесть изменение удельного расхода топлива c_p по высоте полета (6.17), то сделанные выводы о влиянии высоты на дальность полета останутся без изменения.

Влияние высоты на продолжительность полета. На основе анализа влияния скорости полета на часовой расход топлива следует, что наибольшая продолжительность полета имеет место на скорости, близкой к наивыгоднейшей $V_{нв}$, на которой будет иметь место наименьший часовой расход (6.16).

На режиме наибольшей продолжительности потребная тяга $P_{п\ min}$ от высоты полета не зависит (так как $P_{п\ min} = G/K_{max}$), и влияние высоты на режиме $q_{ч\ min}$ будет сказываться практически только через удельный расход топлива c_p. Поэтому часовой расход $q_{ч\ min}$ будет уменьшаться при увеличении H за счет падения c_p, по тем же причинам, что и на режиме наибольшей дальности полета. Благодаря этому наибольшая продолжительность горизонтального полета растет до тех пор (до такой высоты), пока $P_{п\ min}$ = const. Обычно эта высота H_t близка к практическому потолку самолета (примерно на 1000 м ниже $H_{пр}$).

7. Криволинейное движение

7.1. Условия возникновения криволинейного полета самолета

При установившемся прямолинейном полете самолета (в горизонтальном полете) все действующие на него внешние силы взаимно уравновешены (самолет находится в состоянии равновесия). Нарушение этого равновесия

приводит к появлению соответствующих ускорений, обусловливающих изменение характера движения, в том числе и его направления.

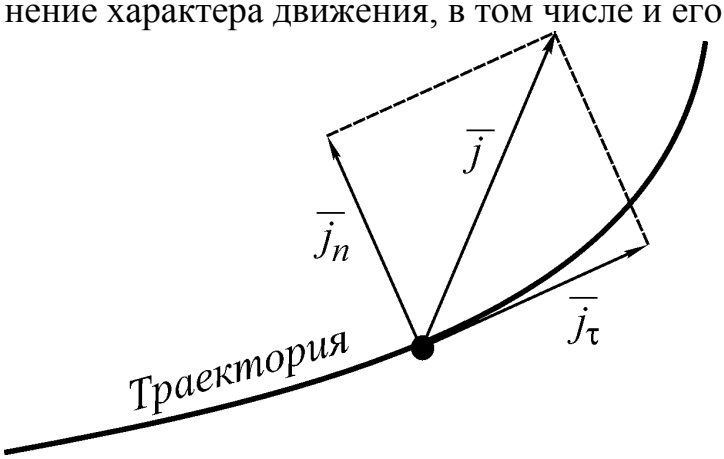


Рис. 7.1. Разложение ускорения по касательному и нормальному направлениям

В общем случае вектор ускорения $\bar{j}$ можно разложить по двум направлениям: касательному к траектории полета и нормальному к ней. Проекция вектора ускорения на направление, касательное к траектории полета, определяет тангенциальное ускорение $\bar{j}_\tau$, а на направление, перпендикулярное к траектории полета, нормальное ускорение $\bar{j}_n$ (рис. 7.1).

Тангенциальное ускорение появляется в результате нарушения равновесия по оси координат, совпадающей с вектором линейной скорости (из-за изменения тяги силовой установки P, силы лобового сопротивления X_a, составляющей силы тяжести по направлению движения). Оно вызывает изменение скорости (замедляет или ускоряет движение самолета).

Нормальное ускорение появляется в результате нарушения равновесия сил по осям координат, перпендикулярным вектору линейной скорости (из-за изменения подъемной Y_a или боковой Z_a аэродинамической силы, составляющей силы тяжести по нормали к траектории полета). Оно приводит к изменению кривизны траектории полета. Таким образом, необходимым условием криволинейного движения является наличие нормального ускорения.

Нормальное ускорение связано со скоростью движения тела и радиусом кривизны r соотношением

$$j_n = \frac{V^2}{r} \qquad (7.1)$$

Нормальное ускорение (иногда его называют центростремительным) вызывается действием центростремительной силы $R_ц$, связанной с j_n формулой

$$R_ц = mj_n = m\frac{V^2}{r} \qquad (7.2)$$

Следовательно, необходимое условие криволинейного движения - появление центростремительной силы, т. е. неуравновешенной силы, действующей перпендикулярно вектору линейной скорости в направлении потребного искривления траектории.

В общем случае криволинейное движение может совершаться по пространственной траектории. Для самолетов гражданской авиации наибольший интерес представляют криволинейные движения в вертикальной и горизонтальной плоскостях.

7.2. Правильный вираж

Криволинейное движение (разворот) самолета в горизонтальной плоскости называется *виражом*. Для искривления траектории в горизонтальной плоскости, т. е. совершения виража, необходимо приложить к самолету неуравновешенную силу, действующую в сторону желаемого разворота (центростремительную силу). Эта сила может быть создана путем придания самолету скольжения на крыло, противоположное развороту. В результате- скольжения возникает боковая сила Z_a, которая и искривляет траекторию полета (рис. 7.2).

На современных самолетах вираж выполняется с креном без скольжения ($\beta = 0$). Такой вираж называется *координированным*.

Обычно скорость полета самолета при выполнении виража поддерживается постоянной. Вираж с постоянной (по величине) линейной скоростью и постоянным углом крена называется *установившимся*, а установившийся вираж без скольжения — *правильным*.

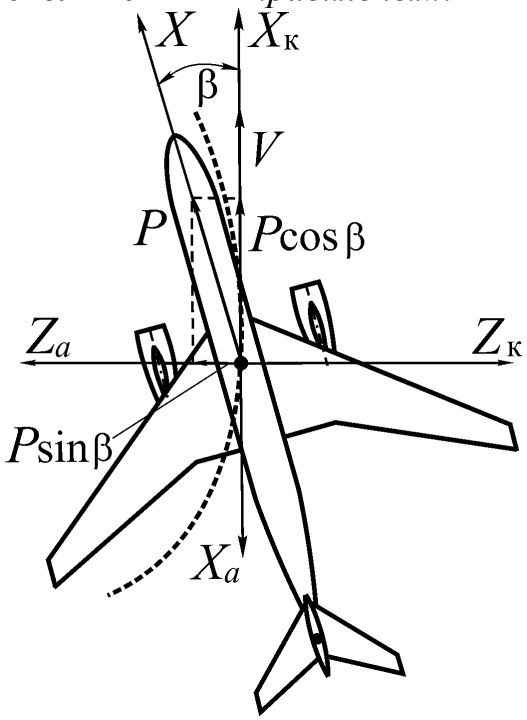


Рис. 7.2. Схема сил, действующих на самолет при выполнении виража со скольжением без крена

Таким образом, правильный вираж — это установившийся координированный разворот в горизонтальной плоскости. Это простейший случай виража, далее будем рассматривать только правильный вираж.

При выполнении виража с креном без скольжения (рис. 7.3) на самолет действуют подъемная сила Y_a (составляющей от реактивной силы $P\alpha_р$ пренебрегаем), лежащая в плоскости вертикальной симметрии самолета и направленная под углом скоростного крена γ_a, к вертикальной плоскости (к оси $0Y_к$ траекторной системы координат), сила тяжести G, направленная по вертикали вниз, тяга силовой установки P и сила лобового сопротивления X_a, направленные по оси $0X_к$ траекторной системы координат в противоположные стороны.

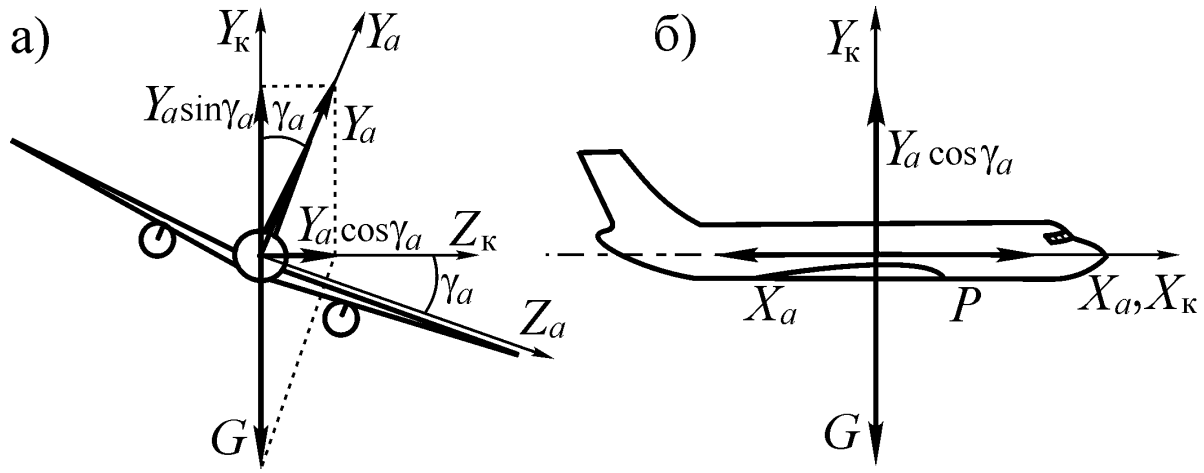


Рис. 7.3. Схема сил, действующих на ЛА при выполнении виража с креном без скольжения

При крене возникает неуравновешенная боковая сила, играющая роль центростремительной силы $Z_к = Y_a \sin \gamma_a$ (рис. 7.3, *а*), которая и искривляет траекторию в горизонтальной плоскости (в данном случае вправо). Таким образом, для выполнения правильного виража необходимо создать крен, т. е. накренить самолет на крыло желаемого разворота (на правое крыло при правом развороте и на левое крыло при левом развороте). При этом возникает центростремительная сила $R_ц = Z_к = Y_a \sin \gamma_a$, которая искривляет траекторию.

Кренение самолета нарушает равновесие сил, действующих в вертикальной плоскости, и чтобы его сохранить (обеспечить полет на заданной высоте), необходимо одновременно с кренением самолета увеличивать подъемную силу путем увеличения угла атаки так, чтобы вертикальная составляющая подъемной силы равнялась силе тяжести самолета $Y_a \cos \gamma_a = G$. Чем больше угол крена, тем требуется большая подъемная сила из условия обеспечения постоянства высоты и соответственно больший угол атаки (рис. 7.4), Увеличение подъемной силы по сравнению с ее значением в горизонтальном полете $Y_{вир} > Y_{г.п.}$ сопровождается ростом нормальной перегрузки n_y (создается $n_y \approx n_{ya} = Y_a/G > 1$), и чем больше угол крена, тем большая нормальная перегрузка действует на самолет.

С увеличением угла атаки одновременно с ростом подъемной силы увеличивается сила лобового сопротивления самолета X_a. А это значит, что при правильном вираже из условия обеспечения постоянства скорости полета необходимо одновременно с накренением самолета и увеличением его угла атаки увеличить фактическую тягу силовой установки пропорционально возрастанию силы лобового сопротивления.

Таким образом, для выполнения виража необходимо создать крен, увеличить угол атаки и увеличить тягу силовой установки.

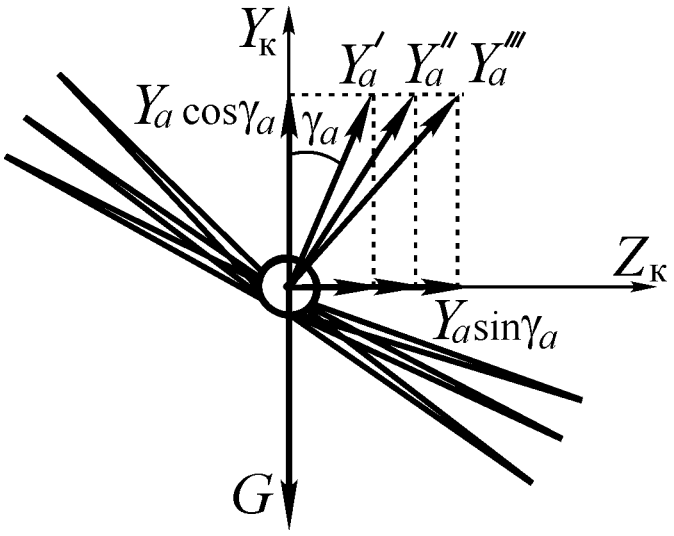


Рис. 7.4. Схема сил, действующих на ЛА при вираже с различными углами крена

7.3. Уравнения движения и их анализ

Из схемы сил, действующих на самолет на вираже (рис. 7.3), следует, что уравнения движения самолета в проекциях на оси траекторной системы координат $0X_кY_кZ_к$ (в этой системе они получаются более простыми) будут иметь вид:

$$P - X_a = 0;$$
$$Y_a \cos\gamma_a - G = 0; \qquad (7.3)$$
$$Y_a \cos\gamma_a = mV^2/r.$$

Записанные уравнения движения (7.3) являются уравнениями сил. Кинематические уравнения на вираже обычно не записываются. Первое уравнение характеризует постоянство скорости полета (поскольку тяга уравновешивает силу лобового сопротивлении $P =. X_a$), второе – постоянство высоты полета (поскольку вертикальная составляющая подъемной силы уравновешивает силу тяжести $Y_a \cos\gamma_a = G$), а третье – величину радиуса кривизны траектории (радиуса виража) при этих условиях.

Из второго уравнения системы (7.3) имеем

$$\frac{Y_a}{G} = \frac{1}{\cos\gamma_a} = n_{ya} \approx n_y, \qquad (7.4)$$

где n_{ya} — нормальная перегрузка, т. е. проекция перегрузки n на ось $0Y_a$ скоростной системы координат.

Из этого соотношения видно, что $n_y > 1$, т. е. для выполнения виража необходимо создать нормальную перегрузку.

Перегрузка n_y является важнейшим полетным параметром виража. С ней связаны основные характеристики виража — радиус, угловая скорость и время выполнения виража (с подробными преобразованиями для получения формул, приведенных ниже, можно ознакомиться в [1]).

Радиус правильного виража можно определить по формуле

$$r = \frac{V^2}{g\sqrt{n_y^2 - 1}}. \qquad (7.5)$$

Следовательно, радиус правильного виража есть величина постоянная при V= const и n_y = const (или γ_a = const).

Угловая скорость виража

$$\omega_{\text{вир}} = \frac{g\sqrt{n_y^2 - 1}}{V}. \qquad (7.6)$$

Угловая скорость правильного виража также постоянная величина при V= const и n_y = const (или γ_a = const).

Из выражения(7.6) можно определить время выполнения виража

$$t = \frac{V}{g\sqrt{n_y^2 - 1}}\psi_a. \qquad (7.7)$$

Если поворот траектории происходит на угол 360°, то $\psi_a = 2\pi$ и время виража

$$t = 2\pi\frac{V}{g\sqrt{n_y^2 - 1}}. \qquad (7.8)$$

Существует режим минимального времени виража, т. е. режим полета, при котором отношение радиуса виража к скорости полета наименьшее

$$t_{\min} = 2\pi\left(\frac{r}{V}\right)_{\min}. \qquad (7.9)$$

Из соотношений (7.5) и (7.8) следует, что:

- при заданной перегрузке (заданном угле крена) радиус правильного виража пропорционален квадрату скорости ($r \sim V^2$), а время правильного виража пропорционально скорости в первой степени ($t \sim V$).

- на заданной (принятой) скорости полета характеристики правильного виража всецело определяются величиной нормальной перегрузки n_y.

7.4. Предельные виражи

Характеристики правильного виража на заданной скорости полета определяются величиной перегрузки n_y. Чем больше нормальная перегрузка, тем меньше радиус и время выполнения виража. Но увеличение перегрузки небеспредельно, оно ограничено рядом факторов.

1. Имеется допустимая эксплуатационная перегрузка $n_{y\ \text{доп}}$. Она может определяться: непосредственно прочностью конструкции самолета; выносливостью экипажа, т. е. его способностью переносить определенные допустимые перегрузки в длительном полете; допустимой перегрузкой из условия обеспечения нормального комфорта пассажиров (для пассажирских самолетов).

Поскольку нормальная перегрузка n_y связана с углом крена γ, то в Руководствах по летной эксплуатации самолетов приводятся допустимые углы

крена $\gamma_{доп}$. В простых метеоусловиях днем рекомендуется выполнять разворот с креном не более 30°, а в сложных метеоусловиях и ночью — с креном 15...20°.

2. Имеется предельно допустимое значение угла атаки самолета $\alpha_{доп}$, определяемое из условия обеспечения безопасности полетов, гарантирующее самолет от сваливания: $\alpha_{доп} = \alpha_{без}$. Ограничение по безопасности полетов возникает в связи с тем, что на вираже необходимо отклонять штурвал на себя, увеличивая угол атаки (о чем говорилось выше).

3. Имеются ограничения в отношении располагаемой тяги (мощности) двигателей (так как на вираже необходимо дополнительно увеличивать частоту вращения двигателя).

Виражи, выполненные на перечисленных эксплуатационных ограничениях, называются *предельными*. Графические зависимости радиуса виража от скорости полета при перечисленных ограничениях принято называть *границами предельных виражей*.

Если все три рассмотренные выше границы представить на одном графике, то получим **область допустимых виражей** (ОДВ) — это область скоростей и радиусов на графике границ предельных виражей $r_{пред} = f(V)$, которые самолет может реализовать с учетом всех эксплуатационных ограничений (рис. 7.5).

Полученный график предельных виражей позволяет:

- определить область допустимых виражей и найти, какие ограничения и на каких скоростях имеют место;

- определить режим минимального радиуса и минимального времени виража. Режим **минимального радиуса виража** ($r_{\min}$, $V_{r_{\min}}$) находится в точке касания к ОДВ линии, параллельной оси абсцисс, а режим **минимального времени виража** $(r_{t_{\min}}, V_{t_{\min}})$ — в точке касания к ОДВ линии, проведенной из начала отсчета, в которой $(r/V)_{\min}$;

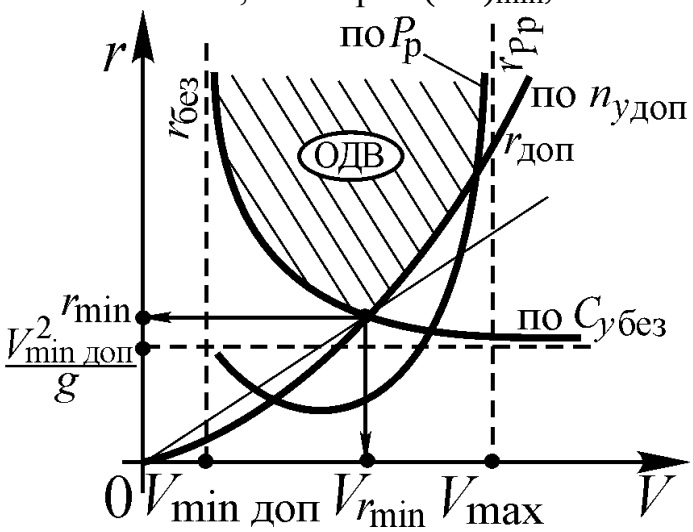


Рис. 7.5. Область допустимых виражей

- выявить, что на малых высотах режим минимального радиуса и минимального времени виража совпадают. На больших же высотах, близких к потолку самолета, режим минимального времени виража смещается от режима минимального радиуса в сторону больших скоростей;

- выявить, что на малых высотах режим минимального радиуса и минимального времени виража являются режимами с наибольшей перегрузкой;

- отметить, что с увеличением высоты полета минимальный радиус и минимальное время виража возрастают, причем минимальный радиус возрастает более интенсивно. Чем больше высота, тем требуется большее пространство и большее время для выполнения виража минимального радиуса.

8. Взлет и посадка самолета

8.1. Основные этапы взлета

Взлет современных самолетов обычно разбивают на две части: собственно взлет и начальный набор высоты, которые в свою очередь состоят из ряда этапов. Рассмотрим их.

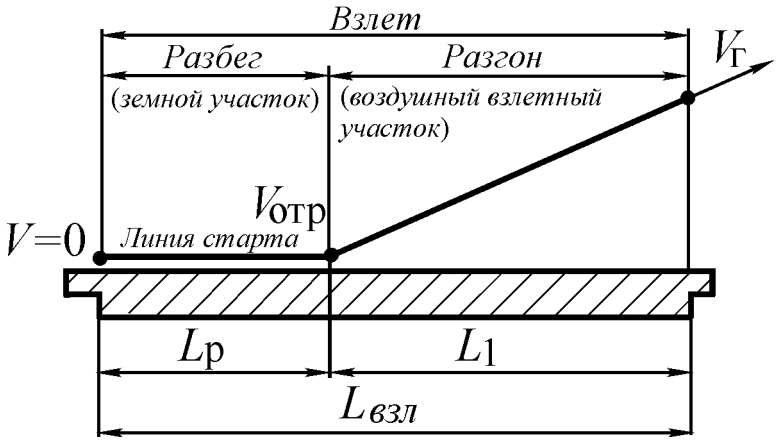


Рис. 8.1. Схема взлета самолета

Собственно взлет (или просто взлет). *Взлет самолета* — это такое неустановившееся движение самолета (рис. 8.1), в процессе которого он переводится из стояночного положения (на линии старта) в управляемый полет путем разгона до определенной безопасной скорости (V_2) и набора некоторой минимальной высоты $H_{взл}$.

Современные самолеты гражданской авиации, обладающие относительно высокой тяговооруженностью ($P_р/G$ = 0,3...0,35), совершают взлет в два этапа: разбег и разгон с одновременным набором высоты. Каждый этап имеет свои особенности и характеризуется своими дистанциями (длинами) и скоростями.

Разбег самолета — это неустановившееся движение самолета по земле. Он предназначен для изменения скорости движения от нуля до скорости отрыва. Скорость отрыва $V_{отр}$ — это скорость самолета в момент отрыва основных его опорных устройств от поверхности ВПП по окончании разбега. При скорости $V_{отр}$ выполняется равенство подземной силы весу самолета (условие отрыва $Y_{отр} = G$), и он может оторваться от земли. Скорость отрыва выбирается (назначается) из условия обеспечения безопасности движения самолета в процессе отрыва и после отрыва. В соответствии с требованиями НЛГС она должна быть больше скорости сваливания самолета $V_с$, во взлетной конфигурации не менее, чем на 10 %,

$$V_{отр} \geq V_с. \qquad (8.1)$$

В конце разбега, когда скорость самолета $V \approx 0{,}98V_{отр}$ пилот плавно увеличивает угол атаки и отрывает самолет от земли. Расстояние, проходимое са-

молетом с момента страгивания на линии старта до момента его отрыва от ВПП, называется *длиной разбега* $L_р$.

Разгон самолета до безопасной скорости взлета V_2 с одновременным набором минимальной высоты полета $H_{взл}$ называется *воздушным взлетным участком*. Согласно НЛГС $H_{взл}$ составляет 10,7 м и называется *высотой условного (стандартного) препятствия* над уровнем ВПП.

Безопасная скорость взлета V_2, достигаемая в конце набора минимальной высоты $H_{взл}$ выбирается таким образом, чтобы обеспечить; безопасное получение нормируемых градиентов набора высоты на последующих этапах взлета. Согласно НЛГС она должна превышать скорость сваливания $V_с$ на 20% для самолетов с двумя-тремя двигателями и на 15 % при большем числе двигателей:

$$V_2 \geq (1{,}15 \ldots 1{,}20)\, V_с. \qquad (8.2)$$

Расстояние по горизонтали, на котором происходит изменение скорости от $V_{отр}$ до V_2 и набор минимальной высоты $H_{взл}$ называется *длиной разгона* (длиной воздушного взлетного участка) L_1.

Сумма длин разбега и разгона составляет длину взлетной дистанции самолета:

$$L_{взл} = L_1 + L_р. \qquad (8.3)$$

Длина разбега, разгона, взлетная дистанция, скорость отрыва и безопасная скорость взлета входят в число так называемых основных *взлетных характеристик самолета*.

Дистанции разбега и взлета, полученные расчетным путем, принято называть *фактическими дистанциями разбега и взлета*. Значения фактических дистанций разбега и взлета относятся к основным характеристикам самолета, они предъявляют определенные требования к ВПП. Эти требования устанавливаются НЛГС и определяют потребные длину разбега $L_{п.д.р.}$ и дистанцию взлета $L_{п.д.в.}$

Потребная длина разбега при всех работающих двигателях устанавливается равной сумме фактической длины разбега и половины дистанции воздушного взлетного участка, увеличенной на 15 %:

$$L_{п.д.р.} = 1{,}15\,(0{,}5\, L_1 + L_р). \qquad (8.4)$$

Потребная дистанция взлета при всех работающих двигателях устанавливается равной фактической взлетной дистанции, увеличенной на 15 %:

$$L_{п.д.в.} = 1{,}15\, L_{взл} = 1{,}15\,(L_1 + L_р). \qquad (8.5)$$

Полученные значения потребных дистанций определяют потребную длину ВПП следующим образом:

$$L_{п.д.р.} \leq L_{впп}\,; \qquad (8.6)$$

$$L_{п.д.в.} \leq 1{,}5\, L_{впп}\,. \qquad (8.7)$$

Эти соотношения справедливы только для так называемого нормального взлета. Взлет называется *нормальным*, если от начала страгивания самолета на старте до выхода на высоту полета по маршруту он осуществляется при нормальной работе всех двигателей, систем и агрегатов с использованием предусмотренной Руководством по летной эксплуатации (РЛЭ) техники пилотирования. Если в процессе взлета произошел отказ двигателя, то в зависимости от того, в какой точке взлетной дистанции произошел отказ, пилот может либо продолжить взлет, либо прервать его. Это особый случай взлета.

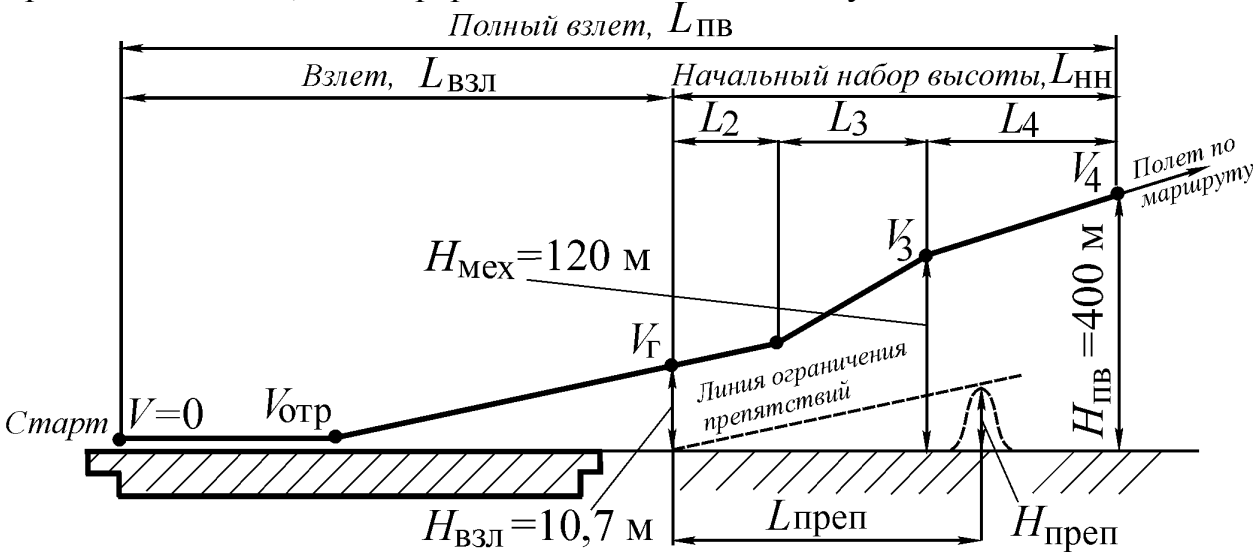


Рис. 8.2. Схема полного взлета ЛА

За взлетом (от $H_{взл}$ = 10,7м) следует начальный набор высоты вплоть до достижения $H_{пв}$ = 400 м. Эту часть полного взлета также можно условно разделить на несколько этапов (рис. 8.2).

На этапе L_2 происходит разгон самолета от скорости V_2 до скорости, обеспечивающей безопасный набор высоты с выпущенной механизацией и плавное увеличение угла наклона траектории (угла набора θ).

На этапе L_3 происходит набор высоты начала уборки механизации $H_{мех}$ = 120 м, скорость при этом увеличивается до безопасной скорости начала уборки механизации V_3. Полет на этом участке близок к прямолинейному. По условиям безопасности угол набора θ должен иметь определенное значение, По принятой в НЛГС терминологии крутизна траектории при начальном наборе высоты оценивается не самим углом θ, а так называемым градиентом набора высоты. Градиент набора высоты $\eta_н$ — это тангенс угла наклона траектории набора высоты θ выраженный в процентах:

$$\eta_н = \mathrm{tg}\theta \cdot 100\%. \qquad (8.8)$$

По требованиям НЛГС градиент набора высоты на этапе L_3 должен быть не менее 5 % (что соответствует примерно 3°). В конце этапа начинается уборка механизации.

На этапе L_4 происходит уборка механизации, скорость самолета увеличивается до рекомендуемой скорости начального набора высоты V_4. Этап заканчивается при наборе высоты полного взлета $H_{пв}$ = 400 м.

По требованиям НЛГС градиент набора высоты $\eta_н$ на этапе L_4 должен быть не менее 3% (что соответствует около 2°). Здесь полный взлет заканчивается и начинается этап полета по маршруту (с набором крейсерской скорости и расчетной высоты).

8.2. Расчет взлетной дистанции

Разбег. Поскольку разбег самолета есть неустановившееся движение по земле, то в отличие от неустановившегося прямолинейного полета, кроме реактивной силы $P_р$, подъемной силы Y_a, силы лобового сопротивления X_a, и силы тяжести G, в процессе разбега на самолет будут действовать еще опорные реакции — касательные F_τ и нормальные F_n приложенные к колесам (рис. 8.3).

Касательные опорные реакции есть силы трения, и они связаны с нормальными опорными реакциями через коэффициент трения качения f:

$$F_\tau = f F_n. \qquad (8.9)$$

Величина коэффициента трения качения колес по поверхности ВПП в зависимости от состояния поверхности изменяется в довольно широких пределах.

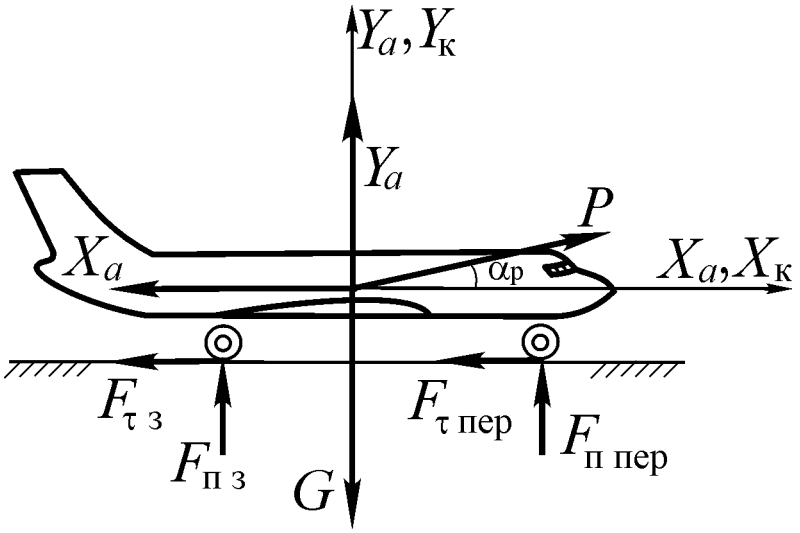


Рис. 8.3. Схема движения самолета при разбеге

Задача определения длины разбега самолета наиболее точно может быть решена методами численного интегрирования. Для этого необходимо выявить действительное изменение сил $P_р$, X_a, F_τ в процессе разбега.

В целях упрощения расчета обычно угол атаки в процессе разбега $\alpha_{разб}$ принимают постоянным и используют приближенную формулу для определения длины разбега:

$$L_р = \frac{V_{отр}^2}{2g\left(\frac{P_{р\,ср}}{G} - f_{ср}^L\right)}, \qquad (8.10)$$

где $f_{ср}^L$ - приведенный коэффициент трения в условиях разбега (с учетом влияния механизации и близости земли).

Время разбега можно также рассчитать, используя приближенную формулу:

$$t_{разб} = \frac{V_{отр}}{g\left(\frac{P_{р\,ср}}{G} - f_{пр}^t\right)}, \qquad (8.11)$$

где $f_{пр}^t$ - приведенный коэффициент трения.

Скорость отрыва $V_{отр}$, которую необходимо знать для подсчета по формулам (8.10) или (8.11), определяется при определенных допущениях по формуле:

$$V_{отр} = \sqrt{\frac{2G}{\rho S c_{y\,отр}}\left(1 - \frac{P_р \alpha_р}{G}\right)}, \qquad (8.12)$$

где $P_р$ — реактивная сила (суммарная тяга силовой установки при полном газе на $V_{отр}$); $G = G_{взл}$ — взлетный вес самолета; $\alpha_р = \alpha_{отр} - \varphi_{дв}$ — угол атаки реактивной силы в момент отрыва; $\alpha_{отр}$ — угол атаки самолета в момент отрыва; $\varphi_{дв}$ — угол установки оси двигателя по отношению к условной хорде крыла; $c_{y\,отр}$ — коэффициент подъемной силы на $\alpha_{отр}$.

Угол атаки $\alpha_{отр}$ определяется из условия обеспечения безопасности полетов во взлетной конфигурации (8.1). Кроме того, $\alpha_{отр}$ не должен превышать наибольший угол атаки на взлете, допустимый компоновкой самолета так, чтобы расстояние от нижней точки хвостовой части самолета до земли было не менее 0,2 м. Обычно угол атаки самолета в момент отрыва равен 8...10°, хотя у отдельных самолетов он доходит до 12°.

Воздушный взлетный участок. Траектория воздушного взлетного участка, на которой происходит разгон от $V_{отр}$ до V_2 с одновременным набором высоты стандартного препятствия $H_{взл}$ = 10,7 м, является криволинейной. Существует несколько методов расчета длины второго этапа взлета. Наиболее простым из них является энергетический метод В.С. Пышнова, который состоит в приравнивании приращения полной механической энергии самолета в двух точках траектории с работой внешних сил на этом участке.

Соглсно этому методу длина воздушного взлетного участка (длина разгона) рассчитывается по следующей формуле:

$$L_1 = \frac{G_{взл}}{P_{изб\,ср}}\left(\frac{V_2^2 - V_{отр}^2}{2g} + 10{,}7\right), \qquad (8.13)$$

где $P_{изб.ср.}$ - средняя избыточная тяга двигателей в начале и конце разгона.

Суммируя длину разбега $L_р$, рассчитанную по формуле (8.10), и длину разгона L_1 по (8.13), получим длину взлетной дистанции $L_{взл}$.

8.3. Посадка самолета. Основные этапы

Посадка самолета является наиболее сложным и ответственным этапом, завершающим полет. Посадку современных самолетов гражданской авиации можно разбить на две части: заход на посадку и собственно посадку, которые в свою очередь аналогично взлету также состоят из ряда этапов.

Заход на посадку. Этап захода на посадку начинается на высоте $H_{пп}$ = 400 м и продолжается до высоты 15 м над уровнем ВПП (рис. 8.4).

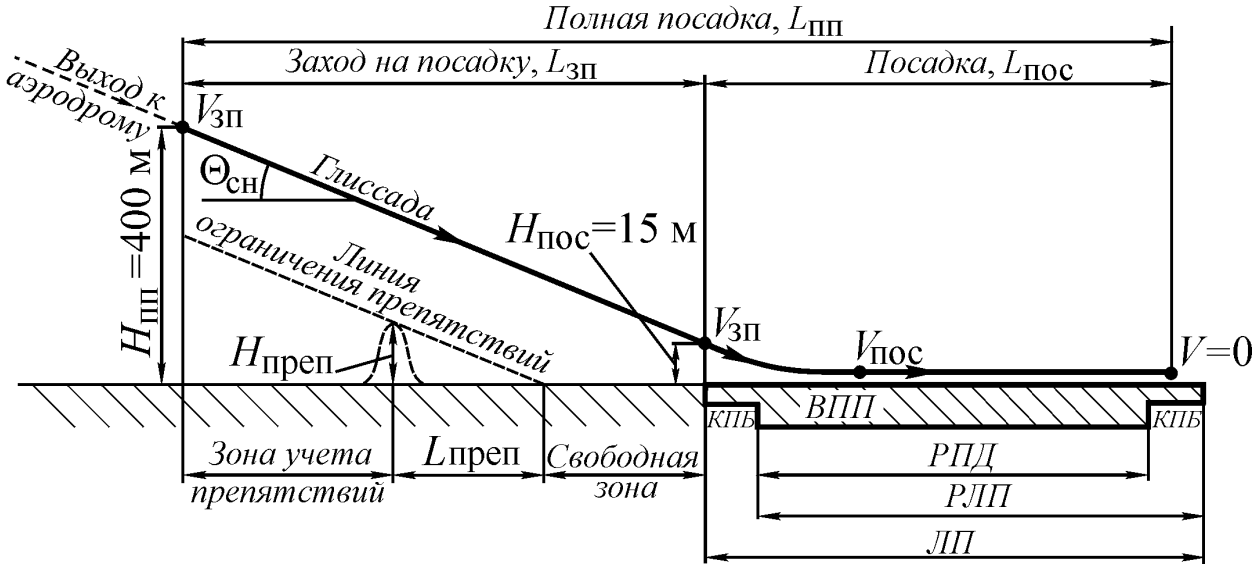


Рис. 8.4. Полная посадка

Расстояние по горизонтали, проходимое самолетом на этом этапе, называется дистанцией захода на посадку $L_{зп}$. Уровень $H_{пп}$= 400 м считается началом глиссады. Под *глиссадой* понимается траектория полета самолета при предпосадочном снижении (заходе на посадку).

В процессе снижения и предпосадочного маневрирования до входа в глиссаду осуществляется выпуск шасси и предварительный выпуск закрылков. Скорость при этом снижается от скорости снижения с эшелона до скорости захода на посадку $V_{зп}$. При входе в глиссаду закрылки отклоняются в посадочное положение и самолет начинает плавно снижаться.

Снижение по глиссаде — это установившийся прямолинейный полет, т.е. с постоянной скоростью $V_{зп}$ и постоянным углом наклона траектории $\theta_{сн}$.

Постоянная скорость на глиссаде поддерживается путем изменения режима работы двигателей. Скорость захода на посадку регламентирована. Она должна согласно НЛГС превышать скорость сваливания самолета в посадочной конфигурации

$$V_{зп} \geq 1{,}3\ V_{с}. \qquad (8.14)$$

Как и в случае набора высоты, наклон глиссады определяется градиентом снижения $\eta_{сн}$, который характеризуется абсолютной величиной тангенса угла наклона глиссады к горизонту и задается в процентах:

$$\eta_{сн} = |tg\theta_{сн}|100 \qquad (8.15)$$

Рекомендуемый НЛГС градиент снижения должен быть не более 5 %. При стандартном угле залегания глиссады $\theta_{сн}$ = -3° снижение по глиссаде производится с вертикальной скоростью V_y = 3,2... 3,5 м/с.

Непосредственно перед ВПП расположена так называемая свободная зона (рис. 8.4), в которой не должно быть никаких возвышающихся препятствий. Вне этой зоны могут находиться не очень большие препятствия, которые не должны быть выше линии ограничения препятствий.

Высота $H_{пос}$ = 15 м над ВПП считается концом этапа захода на посадку. С этой высоты начинается собственно посадка самолета. Здесь происходит дальнейшее торможение самолета с одновременном его снижением до плавного касания и затем пробег по ВПП. Расстояние по горизонтали, проходимое самолетом с момента входа в глиссаду на высоте 400м при заходе на посадку до момента его остановки после пробега по В ПП называется *полной посадочной дистанцией* $L_{пп}$. Она складывается из дистанции захода на посадку и посадочной дистанции:

$$L_{пп} = L_{зп} + L_{пос}. \qquad (8.16)$$

Собственно посадка (или просто посадка). *Посадка* самолета – это такое неустановившееся движение самолета, в процессе которого самолет переводится из управляемого полета в стояночное положение путем торможения скорости до нуля и потери некоторой высоты $H_{пос}$ на границе ВПП.

Иногда высоту $H_{пос}$ называют высотой стандартного препятствия. По существующим НЛГС за такую высоту принимается $H_{пос}$ = 15 м над торцом (входной кромкой) ВПП. Для самолетов местных воздушных линий со скоростями захода на посадку менее 200 км/ч допускается определять посадочную дистанцию с высоты 9 м (т.е. для них $H_{пос}$ = 9 м).

Путь, пройденный самолетом по горизонтали в процессе посадки, т.е. от момента прохождения высоты стандартного препятствия $H_{пос}$ =15 м (или 9 м) со скоростью предпосадочного снижения (захода на посадку) $V_{зп}$ до момента полной его остановки (V = 0) после пробега по ВПП, *называется посадочной дистанцией* $L_{пос}$.

По своей схеме посадка противоположна взлету. Нормально она осуществляется в четыре этапа: снижение (планирование) — выравнивание —

выдерживание — пробег (рис. 8.5). В соответствии с этими этапами посадочная дистанция складывается из дистанции снижения (планирования) $L_{сн}$, дистанции выравнивания $L_{выр}$, дистанции выдерживания $L_{выд}$ и дистанции пробега $L_{пр}$:

$$L_{пос} = L_{сн} + L_{выр} + L_{выд} + L_{пр} \qquad (8.17)$$

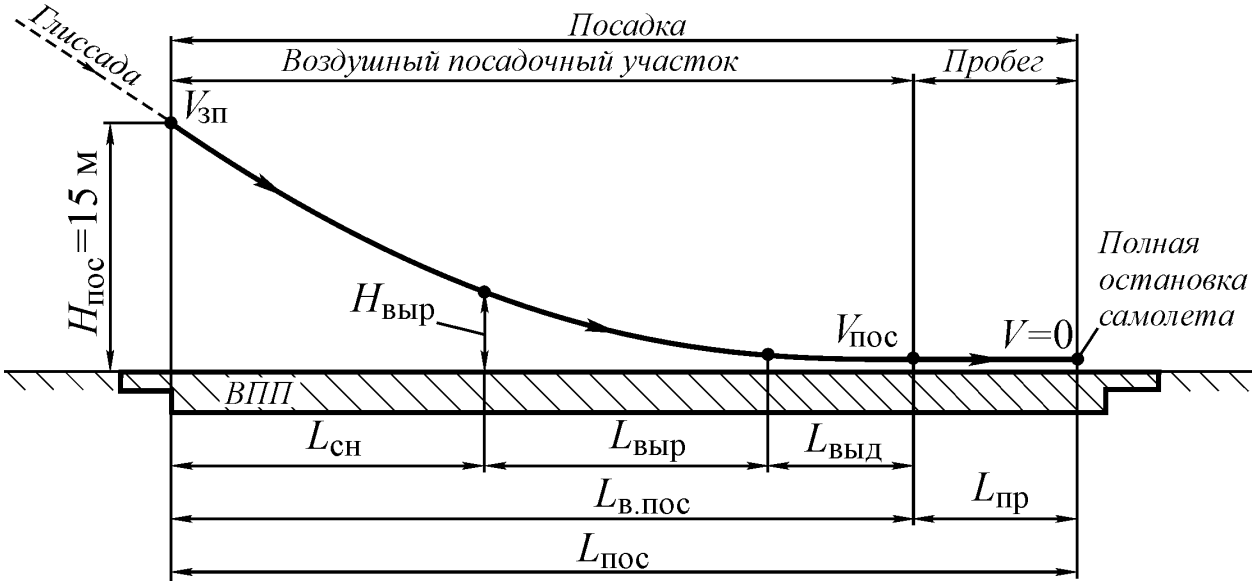


Рис. 8.5. Этапы посадки

С расчетной точки зрения удобно посадочную дистанцию представить, как сумму дистанций воздушного посадочного участка $L_{в.пос}$ и участка пробега $L_{пр}$:

$$L_{пос} = L_{в.пос} + L_{пр}. \qquad (8.18)$$

Дистанция воздушного посадочного участка есть путь, пройденный самолетом по горизонтали от момента пересечения входной кромки ВПП на высоте 15 м (или 9 м) над торцом ВПП со скоростью предпосадочного снижения (захода на посадку с $V_{зп}$) до момента приземления самолета на основные опоры (касание основных колес ВПП). Она складывается из дистанции снижения $L_{сн}$ выравнивания $L_{выр}$ и выдерживания $L_{выд}$:

$$L_{в.пос} = L_{сн} + L_{выр} + L_{выд}. \qquad (8.19)$$

Процесс перехода от воздушного посадочного участка к участку: пробега называется *парашютированием*. При нормальной посадке гражданских пассажирских самолетов парашютирование, если и есть, то выражено очень слабо и его влиянием на посадочные характеристики самолета можно пренебречь.

Путь, пройденный самолетом при движении его по земле (ВПП) в процессе пробега, когда скорость гасится от $V_{пос}$ до нуля, называется *дистанцией (длиной) пробега* $L_{пр}$.

Предпосадочное снижение по существу является продолжением захода на посадку, а траектория предпосадочного снижения – продолжением глиссады. Предпосадочное снижение, так же как и заход на посадку, не является чистым планированием. Для обеспечения возможности ухода на второй круг и своевременного подтягивания самолета снижение осуществляется с работающими двигателями. Снижение заканчивается на высоте начала выравнивания $H_{выр}$ = 6.. 10 м (рис. 8.5).

Скорость предпосадочного снижения $V_{зп}$ (захода на посадку, или ее еще иногда называют скоростью планирования $V_{пл}$) выбирается из условия обеспечения безопасности полета на всех этапах маневрирования самолета при заходе на посадку и посадке. Она устанавливается в довольно узком диапазоне скоростей. Скорость снижения можно определить по формуле

$$V_{зп} = \sqrt{\frac{2G_{пос}}{\rho_0 S c_{y\,сн}}}, \qquad (8.20)$$

где $c_{y\,сн} \leq 0{,}6 c_{y\max.пос}$ - максимальное значение коэффициента подъемной силы (без учета влияния земли) в посадочной конфигурации самолета.

В процессе выполнения выравнивания уменьшается вертикальная скорость самолета V_y. Для выравнивания пилот отклоняет штурвал на себя, увеличивая угол атаки. При этом подъемная сила Y_a, становится больше составляющей силы тяжести $G\cos\theta$. Возникающая центростремительная сила ($Y_a = G\cos\theta$) заставляет самолет двигаться по криволинейной траектории. Выравнивание заканчивается на высоте 0,5...1,5 м.

После снижения и выравнивания самолет еще обладает большой горизонтальной скоростью. Для уменьшения ее используется *выдерживание*. Чтобы при выдерживании самолет не терял высоту, его подъемная сила должна оставаться равной силе тяжести самолета. Для этого пилот по мере уменьшения скорости непрерывно увеличивает угол атаки, отклоняя штурвал на себя. Движение самолета по траектории происходит главным образом за счет запаса кинетической энергии, накопленной во время снижения; скорость полета при этом уменьшается до величины посадочной скорости $V_{пос}$. По достижении $V_{пос}$ пилот прекращает отклонение штурвала на себя, значение подъемной силы вследствие продолжающегося уменьшения скорости становится меньше силы тяжести самолета, и самолет парашютирует на ВПП, касаясь его колесами шасси. Далее начинается этап пробега самолета по ВПП, который заканчивается его полной остановкой.

Скорость самолета, при которой он касается основными колесами ВПП, называется *посадочной* $V_{пос}$. Для облегчения посадки и уменьшения нагрузок на шасси выгодно приземляться на минимальной скорости и, следовательно, на максимальном угле атаки. Из условия $Y_a = G$ посадочная скорость

$$V_{\text{пос}} = \sqrt{\frac{2G_{\text{пос}}}{\rho_0 S c_{y\,\text{пос}}}}, \qquad (8.21)$$

где $c_{y\,\text{пос}}$ определяется на посадочном угле атаки в посадочной конфигурации самолета и с учетом влияния близости земли.

Если ВПП влажная, потребная посадочная дистанция увеличивается еще на 15%

Угол атаки $\alpha_{\text{пос}}$ назначается такой, при котором гарантируется безопасность приземления и наиболее полное использование аэродинамических и конструктивных возможностей данного самолета. Он должен быть несколько меньше критического угла атаки (в посадочной конфигурации самолета с учетом влияния земли) и должен обеспечивать в момент касания основных колес зазор между хвостовой частью фюзеляжа и поверхностью ВПП не менее 0,2...0,3 м. В среднем $\alpha_{\text{пос}}$ = 7...10°.

Пробег — заключительный этап посадки самолета. Он представляет собой неустановившееся прямолинейное движение самолета в горизонтальной плоскости и предназначен для окончательного гашения скорости от $V_{\text{пос}}$ до нуля.

Длина воздушного посадочного участка, пробега, посадочная дистанция, скорость захода на посадку и посадочная скорость входят в число так называемых *основных посадочных характеристик самолета*.

Посадочную дистанцию, полученную расчетным путем, принято называть фактической посадочной дистанцией. Значение фактической посадочной дистанции $L_{\text{пос}}$ относится к основным характеристикам самолета.

Рассматривая посадку самолета в условиях его эксплуатации, принято, кроме фактической посадочной дистанции, различать еще потребную посадочную дистанцию, т.е. потребную длину ВПП для посадки ($L_{\text{п.п.д.}}$). Дело в том, что при выполнении посадки могут иметь место те или иные, иногда довольно существенные отклонения от принятой схемы захода на посадку, от установленных значений скорости и высоты пересечения входной кромки ВПП в сторону их завышения и другие ошибки пилотирования. Поэтому для того, чтобы обеспечить безопасность посадки и гарантировать ее, принято по Нормам летной годности фактическую посадочную дистанцию завышать на коэффициент $K_{\text{ВПП}}$:

$$L_{\text{п.п.д.}} = K_{\text{ВПП}}\, L_{\text{пос}}, \qquad (8.22)$$

где $K_{\text{ВПП}}$ = 1,67 — для посадки на основной аэродром, $K_{\text{ВПП}}$ = 1,43 — для посадки на запасной аэродром. Если ВПП влажная, то потребная посадочная дистанция увеличивается еще на 15%.

Полученные значения потребных посадочных дистанций определяют посадочную длину ВПП

$$L_{\text{п.п.д.}} \le L_{\text{ВПП}}\,. \qquad (8.23)$$

С учетом потребной посадочной дистанции размер потребной длины ВПП для современных самолетов определяется в большинстве случаев не взлетом, а посадкой.

8.4. Расчет посадочной дистанции

Воздушный посадочный участок. Воздушный посадочный участок, во многом аналогичен воздушному взлетному участку, только на нем имеет место обратный характер изменения скорости, высоты и угла наклона траектории. При этом механическая энергия самолета не растет, а уменьшается. Траектория воздушного участка посадочной дистанции является криволинейной, однако ввиду малости углов наклона траектории можно вести расчет энергетическим методом В. С. Пышнова. По этому методу получают следующую формулу для определения длины воздушного посадочного участка:

$$L_{\text{в.пос}} = K_{\text{ср}}\left(\frac{V_{\text{зп}}^2 - V_{\text{пос}}^2}{2g} + H_{\text{пос}}\right), \qquad (8.24)$$

где $K_{\text{ср}}$ - среднее аэродинамическое качество на участке планирования — парашютирования. Ориентировочно можно принять $K_{\text{ср}}$ = 6 ...8.

Дистанция пробега. Этап пробега при посадке во многом аналогичен этапу разбега самолета при взлете, только на этом этапе имеет место не ускоренное, а замедленное движение, не разгон, а торможение, и реактивная сила выступает не в качестве ускоряющей, а в качестве тормозящей силы — тяги реверсирования $P_{\text{рев}}$ (обратной тяги).

Дистанция рассчитывается по следующей приближенной формуле:

$$L_{\text{пр}} = \frac{V_{\text{пос}}^2}{2g\left(\frac{P_{\text{рев.ср}}}{G} + \varphi_{\text{пр}}\right)}, \qquad (8.25)$$

где $P_{\text{рев.ср}}$ — среднее значение тяги реверсирования (берется значение $P_{\text{рев}}$ на скорости $V = 0{,}7\ V_{\text{пос}}$).

8.5. Влияние различных факторов на взлетно-посадочные характеристики самолета

Факторы, влияющие на взлетно-посадочные характеристики (ВПХ) самолета, очень многообразны. Условно их можно разделить на эксплуатационные и конструктивные факторы.

К эксплуатационным факторам относятся состояние атмосферы: давление, температура воздуха, скорость и направление ветра. К ним также можно отнести место расположения ВПП над уровнем моря (очевидно, это влияет на температуру наружного воздуха и атмосферное, давление), уклон ВПП, состояние поверхности полосы, взлетная (посадочная) масса, отклонение закрылков и т. п.

К конструктивным факторам относятся нагрузка на крыло G/S, тяговооруженность $P_р/G$, механизация крыла, система торможения колес шасси и др.

Опыт эксплуатации самолетов показывает, что их ВПХ, предъявляющие определенные требования к ВПП, определяются безопасной скоростью полета ($V_{отр}$, $V_{пос}$), ускорением j, реализуемым в процессе разбега (пробега) и состоянием поверхности ВПП (характеризуемого величиной приведенного коэффициента трения $\varphi_{пр}$). В соответствии с этим и определяются основные направления по улучшению ВПХ самолета.

Состояние поверхности ВПП. Ее влияние на длину разбега (пробега) связано с силой трения, которая возникает при качении колеса по ВПП. При этом чем больше сила трения, тем меньше ускорение на разбеге (больше — на пробеге), в результате чего увеличивается длина разбега (уменьшается длина пробега).

Поэтому необходимо содержать ВПП в надлежащем состоянии и совершенствовать ее с целью обеспечения наименьшего значения коэффициента трения при разбеге и максимального сцепления шин (колес) с поверхностью ВПП при пробеге.

Взлетно-посадочные безопасные скорости. Снижение взлетно-посадочных скоростей $V_{отр}$ и $V_{пос}$ является мощным средством улучшения ВПХ. Для этого увеличивают коэффициент подъемной силы на взлетно-посадочных углах атаки ($c_{yотр}$, $c_{yпос}$) за счет разработки новых и совершенствования существующих средств механизации крыла, направленных на увеличение эффективной площади крыла, кривизны профиля крыла (предкрылков, отклоняющихся носков крыла, двух и трех щелевых закрылков и т. д.) и использования энергии двигателей (реактивных закрылков, систем управления пограничным слоем путем его отсоса и сдува и т.д.).

При создании средств механизации крыла следует стремиться обеспечить наибольший прирост коэффициента подъемной силы в условиях взлета без существенного роста коэффициента лобового сопротивления, т. е. при высоком аэродинамическом качестве. При посадке же следует стремиться к увеличению коэффициента подъемной силы с преимущественным ростом коэффициента лобового сопротивления, т. е. при сниженном аэродинамическом качестве. Поэтому закрылки на взлете отклоняются в промежуточное положение, а на посадке – на максимальный угол.

Разгонно-тормозные устройства. Разработка и совершенствование разгонно-тормозных устройств должны обеспечить получение наибольших ускорений. При взлете это достигается путем повышения тяговооруженности самолета $P_р/G$. Тяговооруженность современных транспортных самолетов 0,25 ... 0,35.

При посадке и прерванном взлете получение больших отрицательных ускорений достигается за счет применения и постоянного совершенствования различных средств торможения. В настоящее время при пробеге используются следующие средства.

1. Тормоза колес. Их применение позволяет сократить длину пробега в 1,5 ... 2 раза за счет увеличения сопротивления движению. Здесь совершенствование идет по пути создания эффектных автоматов торможения, не допускающих "юза" колес и заставляющих работать колеса в оптимальном режиме торможения.

2. Реверсивное устройство. Его использование (создается составляющая тяги двигателя, направленная против движения самолета) при посадке в нормальных условиях сокращает длину пробега на 25...30%. При пониженных коэффициентах сцепления колес с ВПП реверсивное устройство тяги является основным средством уменьшения длины пробега..

3. Аэродинамические средства торможения — щитки, интерцептор и т.п.

Условия эксплуатации. Из эксплуатационных факторов, оказывающих существенное влияние на взлетно-посадочные характеристики, рассмотрим массу самолета, состояние атмосферы и уклон ВПП.

Взлетная и посадочная масса самолета влияют на длину земного участка через скорость полета и тяговооруженность $P_р/G$. При увеличении массы скорость возрастает

$$V = \sqrt{\frac{2G}{\rho S c_{ya}}}, \qquad (8.26)$$

а тяговооруженность падает, следовательно, обе величины (скорость и тяговооруженность) на $L_{зем}$ влияют одинаково. Для приближенных расчетов можно принять, что увеличение массы на 1% вызывает увеличение длины разбега на 2 ... 2,5%, а длины пробега на 1% (при отсутствии реверсивного устройства). Наличие обратной тяги усиливает влияние массы на дистанцию пробега и, чем обратная тяга больше, тем влияние массы больше.

Атмосферные условия (температура, давление) оказывают влияние на длину земного участка $L_{зем}$ посредством двух параметров: скорости полета ($V_{отр}$, $V_{пос}$) и тяговооруженности. На скорость полета влияет плотность воздуха (8.35), зависящая от температуры и давления наружного воздуха по уравнению состояния

$$p = \rho RT \qquad (8.27)$$

Из этого уравнения следует, что при увеличении давления воздуха (при T = const) происходит увеличение плотности, что приводит к увеличению тяги силовой установки и уменьшению скоростей $V_{отр}$ и $V_{пос}$. В результате взлетная и посадочная дистанции сокращаются. Наоборот, увеличение температуры (при p = const), приводит к уменьшению плотности воздуха, а следовательно; к уменьшению тяги и увеличению скоростей полета, что в свою очередь вызывает увеличение взлетной и посадочной дистанций.

Скорость и направление ветра заметно влияют на характеристики взлета и посадки. Скорость движения самолета относительно земли (земная скорость $V_к$) складывается из скорости встречного потока, за счет которого создается подъемная сила (воздушная скорость V) и скорости встречного или попутного

ветра W. Поэтому при встречном ветре длина разбега и взлетная дистанция (равно как и длина пробега и посадочная дистанция) уменьшаются, а при попутном ветре увеличиваются по сравнению с соответствующими длинами в штилевых условиях.

Уклон ВПП также влияет на дистанции взлета и посадки. При взлете и посадке на ВПП, имеющей уклон в направлении движения самолета, действует дополнительная сила $G\sin i$ (i — угол уклона), которая помогает разгонять самолет при разбеге и ослабляет торможение в случае пробега. Поэтому при движении самолета под уклон ($i > 0$) эта сила приводит к уменьшению длины разбега и увеличению длины пробега; при движении же самолета на подъем ($i < 0$) длина разбега увеличивается, а пробега уменьшается. Влияние уклона тем сильнее, чем меньше тяговооруженность.

Раздел 2. УСТОЙЧИВОСТЬ И УПРАВЛЯЕМОСТЬ САМОЛЕТА

9. Равновесие, устойчивость и управляемость самолета

9.1. Основные понятия и определения

Движение самолета как твердого тела складывается из двух видов движения: перемещение центра масс ЛА в пространстве и вращение ЛА вокруг центра масс. При этом пользуются такими основными понятиями как равновесие, балансировка, устойчивость и управляемость.

Для осуществления равномерного и прямолинейного движения необходимо, чтобы сумма сил и моментов, действующих на самолет, равнялась нулю. В этом случае самолет находится в *равновесии*. Примерами такого движения являются горизонтальный полет, снижение, набор высоты.

В случае если равна нулю только сумма моментов, действующих на ЛА, такое состояние называется *балансировкой*. Например, при установившемся развороте (разворот с постоянной скоростью) сумма сил, действующих на ЛА, не равна нулю, а сумма моментов этих сил равна нулю. Следовательно, в этом виде полета самолет находится только в состоянии балансировки.

В реальном полете самолет, конечно же, не находится в состоянии равновесия. Причиной этого является турбулентность атмосферы, то есть наличие постоянных порывов ветра различной интенсивности и направления. Эти ветровые воздействия, изменяя угол атаки, скорость ЛА, перегрузку и другие параметры полета, изменяют величину и точку приложения равнодействующей аэродинамической силы, то есть выводят ЛА из состояния равновесия. Все самолеты гражданской авиации обладают свойством восстанавливать нарушенное в полете равновесие (это свойство заложено в самолете конструктивно). Это значительно облегчает их пилотирование и повышает безопасность полета. Способность самолета самостоятельно (без вмешательства летчика) сохранять и восстанавливать нарушенное по причине внешнего воздействия равновесие называется *устойчивостью*.

Понятие «устойчивость» включает в себя несколько составляющих, что можно представить в виде схемы (рис. 9.1)

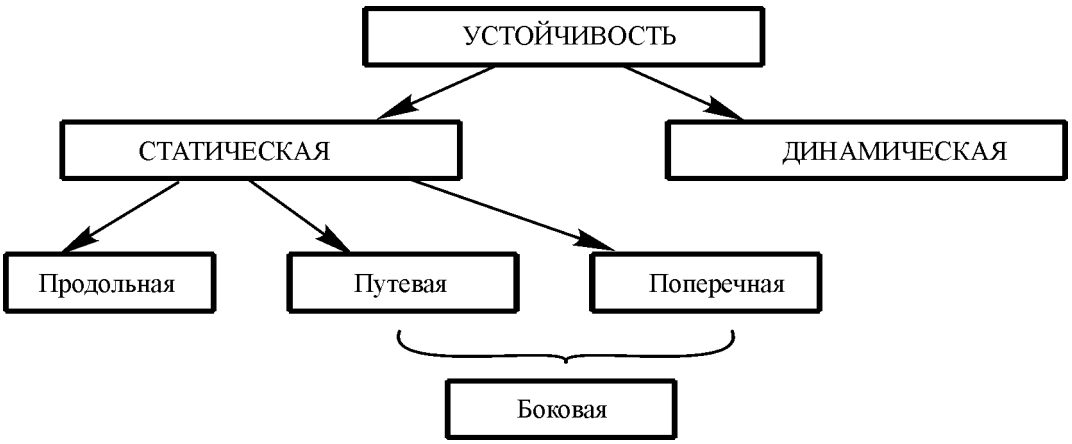


Рис. 9.1. Составляющие устойчивости

Различают устойчивость статическую и динамическую.

Способность самолета создавать моменты, стремящиеся вернуть ЛА в заданное положение равновесия, называется *статической устойчивостью*. Самолет считается *статически устойчивым*, если при нарушении равновесия возникают такие силы и моменты, которые стремятся вернуть его в прежнее состояние. Самолет считается *статически неустойчивым*, если при нарушении равновесия возникающие силы и моменты стремятся увести его еще дальше от положения равновесия. Если же при нарушении равновесия никакие моменты не возникают, то такой ЛА называется *статически нейтральным*. Как уже было сказано, эти моменты возникают (либо не возникают) без вмешательства летчика.

Статическая устойчивость является необходимым условием *динамической устойчивости*. Динамическая устойчивость изучает *поведение* самолета под воздействием сил и моментов, возникающих в процессе возмущенного движения. Признаком динамической устойчивости является затухающий характер колебаний самолета относительно положения равновесия при возвращении его к исходным параметрам после окончания действия возмущающего фактора. Эти колебания носят затухающий характер из-за возникновения демпфирующих моментов, появляющихся в результате вращения ЛА вокруг центра масс.

В процессе полета всегда возникает необходимость изменения положения ЛА в пространстве, что становится возможным благодаря свойству управляемости ЛА. *Управляемость* – это способность ЛА переходить из одного невозмущенного движения к другому при воздействии на органы управления ЛА. (Управляемость не следует путать с маневренностью. Управляемость характеризуется перемещением ЛА вокруг его центра масс (ц.м.), а маневренность – перемещением ц.м. в пространстве.)

Равновесие, устойчивость и управляемость рассматриваются относительно осей связанной системы координат (рис. 9.2).

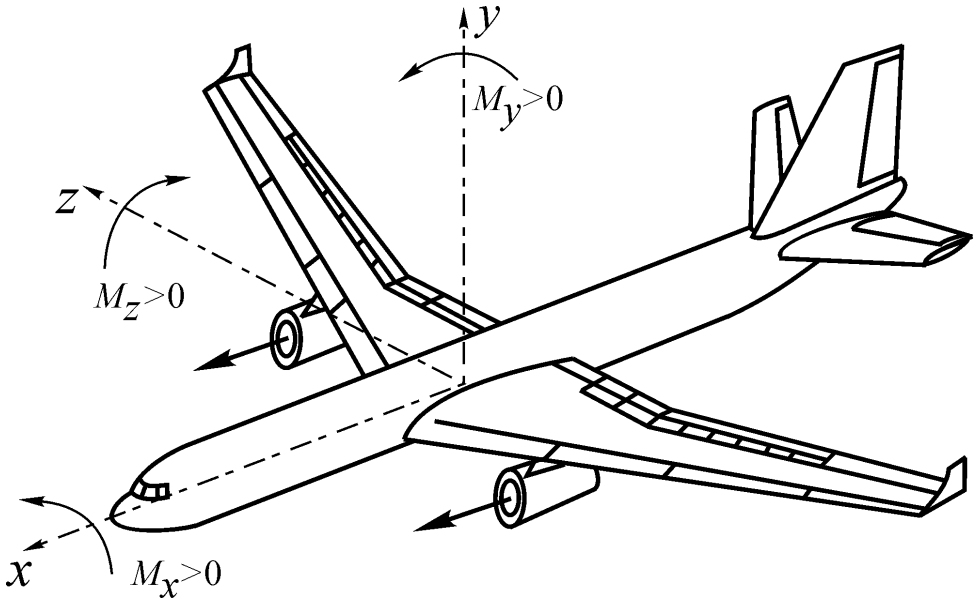


Рис. 9.2. Самолет в связанной системе координат

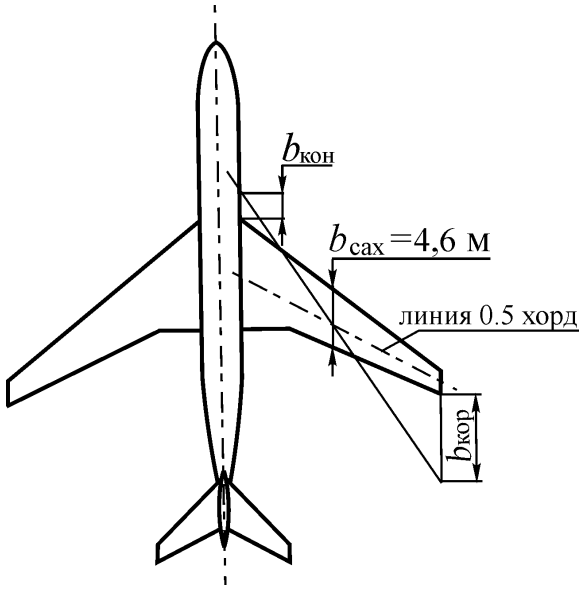


Рис. 9.3. Графический способ нахождения местоположения САХ

Относительно оси $0X$ - поперечные равновесие, устойчивость и управляемость; относительно оси $0Y$ – путевые, а относительно оси $0Z$ – продольные. Так как движение самолета в каналах крена и скольжения тесно связаны друг с другом, то их обычно изучают совместно и называют боковым движением. Следовательно, равновесие, устойчивость и управляемость можно разделить на продольные и боковые.

9.2. Центровка самолета

Равновесие, устойчивость и управляемость ЛА могут быть обеспечены только при строго определенных положениях ц.м. самолета. Далее все понятия и определения мы будем рассматривать на примере конкретного самолета – Ту-204.

Основной несущей частью самолета является крыло, поэтому положение ц.м. принято фиксировать по отношению к крылу, точнее по отношению к передней кромке хорды крыла, за которую чаще всего принимают среднюю аэродинамическую хорду (САХ), то есть хорду равновеликого прямоугольно-

го крыла эквивалентную по своим аэродинамическим характеристикам рассматриваемому крылу.

У самолета Ту-204 длина САХ равна 4,61 м. На рис. 9.3 показан графический способ нахождения местоположения САХ.

На САХ указывается местоположение ц.м., центров давления (ц.д.) крыла и самолета, фокусов крыла и самолета. Расстояния от носка САХ до этих точек относят к длине самой САХ и указывают в безразмерном виде в процентах.

Положение ц.м. самолета, выраженное в процентах, считая от носка, называется *центровкой* самолета.

Самолет Ту-204 достаточно хорошо устойчив и управляем во всех видах полета, если будет обеспечена следующая центровка (рис. 9.4):

- предельно передняя центровка при взлете, в полете, при посадке – 20% САХ;
- предельно задняя центровка на взлете и посадке – 32% САХ;
- предельно задняя центровка в полете – 42% САХ.

На рис. 9.5 изображено размещение САХ относительно продольной и вертикальной осей самолета Ту-204. За начало координат берется пересечение оси второго лонжерона центроплана с продольной осью ЛА (второй лонжерон центроплана соединен со шпангоутом № 40).

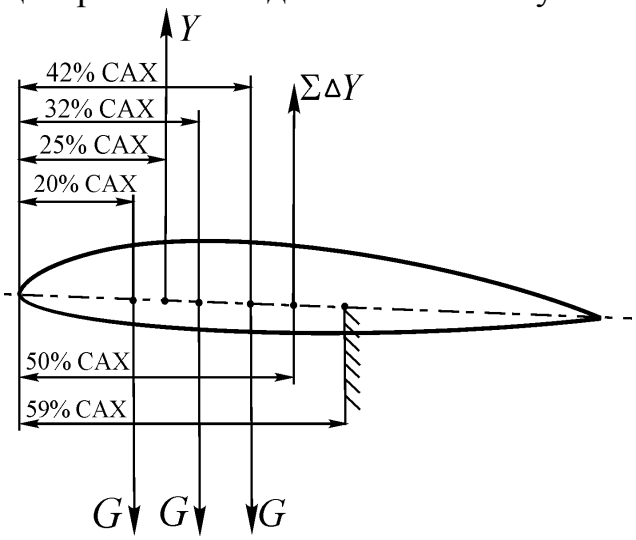


Рис. 9.4. Диапазон центровок самолета Ту-204

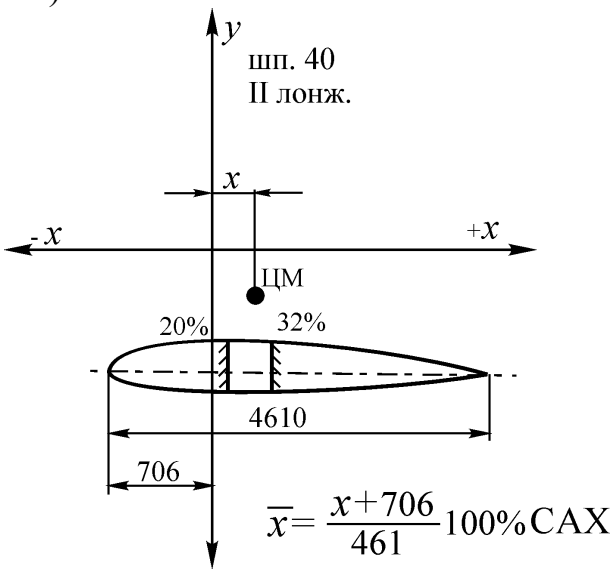


Рис. 9.5. размещение САХ относительно продольной и вертикальной осей

10. Продольные равновесие, устойчивость и управляемость самолета

10.1. Продольное равновесие

Продольное равновесие – это такое состояние самолета, при котором сумма сил, действующих на самолет и сумма их моментов относительно оси 0Z равны нулю.

На рис. 10.1 показаны силы и моменты, действующие на ЛА, который совершает равномерный и прямолинейный полет с углом атаки α, скоростью V при передней центровке 20%.

Так как самолет, совершая горизонтальный установившийся полет, находится в равновесии, то можно записать уравнения сил и моментов в проекциях на оси связанной системы координат:

- условие полета на постоянной высоте

$$Y_1 - G - Y_2 = 0; \qquad (10.1)$$

- условие полета с постоянной скоростью

$$P - X = 0; \qquad (10.2)$$

- сумма моментов сил относительно оси $0Z$ равна нулю

$$Y_2 x_2 - Y_1 x_1 = 0. \qquad (10.3)$$

При наличии сравнительно большой задней центровки (рис. 10.1) подъемная сила крыла Y_1 создаст кабрирующий момент $Y_1 x_1$. Для его уравновешивания должен создаваться пикирующий момент на горизонтальном оперении (ГО). Такой момент создается за счет некоторого отклонения руля высоты вниз. При этом возникает положительная подъемная сила горизонтального оперения Y_2 и ее момент равен $Y_2 x_2$.

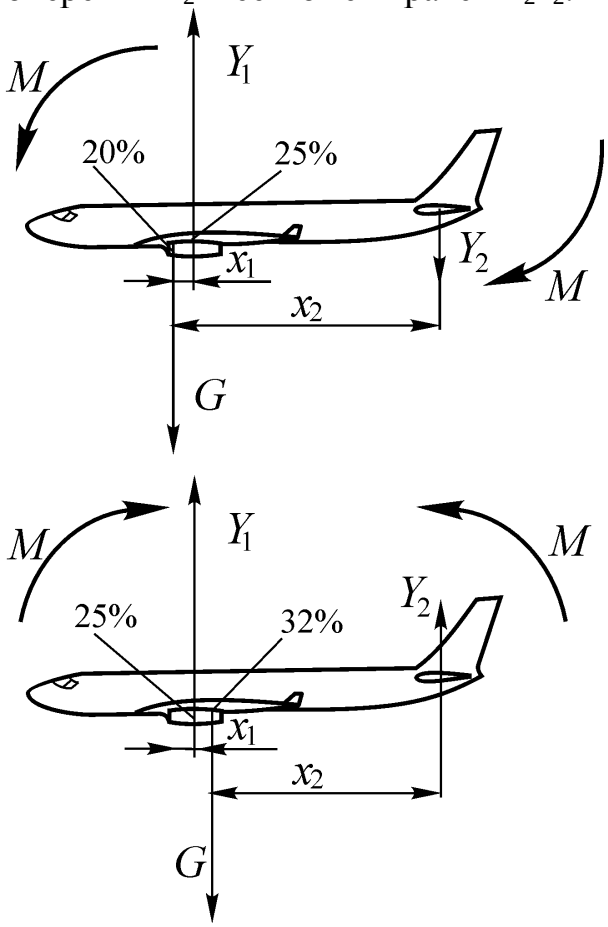


Рис. 10.1. Силы и моменты в крейсерском полете

Условия равновесия в этом случае будут выражены следующим образом:

$$Y_1 - G + Y_2 = 0;$$
$$P - X = 0;$$
$$Y_2 x_2 - Y_1 x_1 = 0.$$

Из этих условий следует, что самолет находится в состоянии продольного равновесия и выполняет равномерный и прямолинейный горизонтальный полет. При значительном изменении положения ц.м. самолета назад или вперед момент крыла (кабрирующий или пикирующий) может увеличиться настолько, что ГО даже при полном отклонении руля высоты не будет создавать момента, способного уравновесить момент крыла, а значит, продольное равновесие не будет обеспечено. Следовательно, продольное равновесие можно обеспечить только при определенном диапазоне центровок самолета.

Два самолета, имеющие одинаковую массу, но разные центровки, будут иметь различные летно-технические характеристики: у ЛА с более задней центровкой будет меньше угол атаки, а, следовательно, меньше лобовое сопротивле-

ние, меньше потребная тяга двигателей и расход топлива, больше дальность и продолжительность полета. Лобовое сопротивление и угол атаки уменьшаются из-за того, что более задняя центровка вызывает больший кабрирующий момент крыла. Чтобы его парировать необходимо увеличить пикирующий момент на ГО за счет отклонения руля высоты или стабилизатора. Однако обеспечение равенства $Y_2x_2 = Y_1x_1$ потребует также уменьшения подъемной силы крыла Y_1 за счет уменьшения угла атаки.

На рис. 10.2 показано, что задняя центровка 42% (это предельно допустимая задняя центровка в полете) вызывает необходимость создания на ГО силы $Y_{ст3} > Y_{ст2}$, что приведет к уменьшению угла атаки.

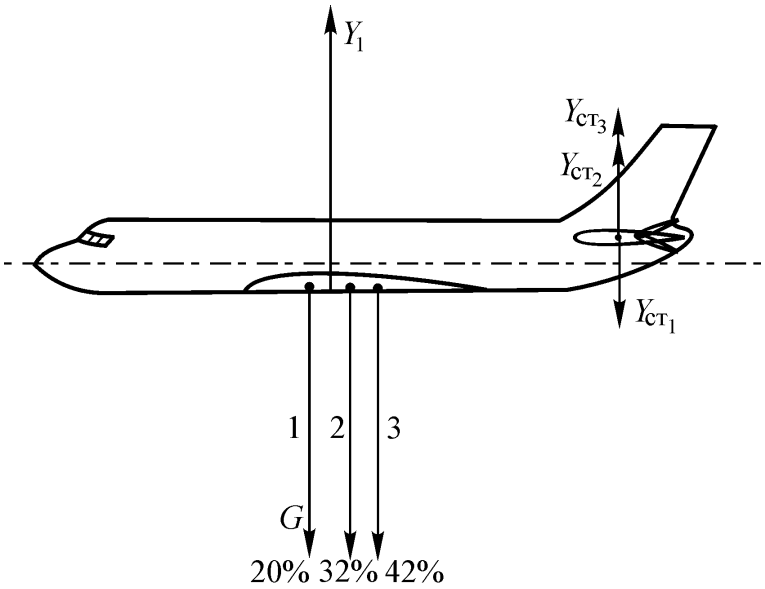


Рис. 10.2. Влияние задней центровки

Поэтому на самолете Ту-204 после взлета и пролета 100 км пути включается перекачка топлива из бака №1 в бак №2 (2200 кг). Это позволяет сместить центровку на 10% САХ назад (рис. 10.3), уменьшить лобовое сопротивление и увеличить дальность полета на 5%. В процессе снижения топливо перекачивается из бака №3 в бак №1 для обеспечения центровок 20…32% САХ.

10.2. Продольная устойчивость

Продольная статическая устойчивость – это свойство самолета сохранять и восстанавливать продольное равновесие (т.е. сохранять и восстанавливать заданный режим полета по скорости и углу атаки) без вмешательства летчика.

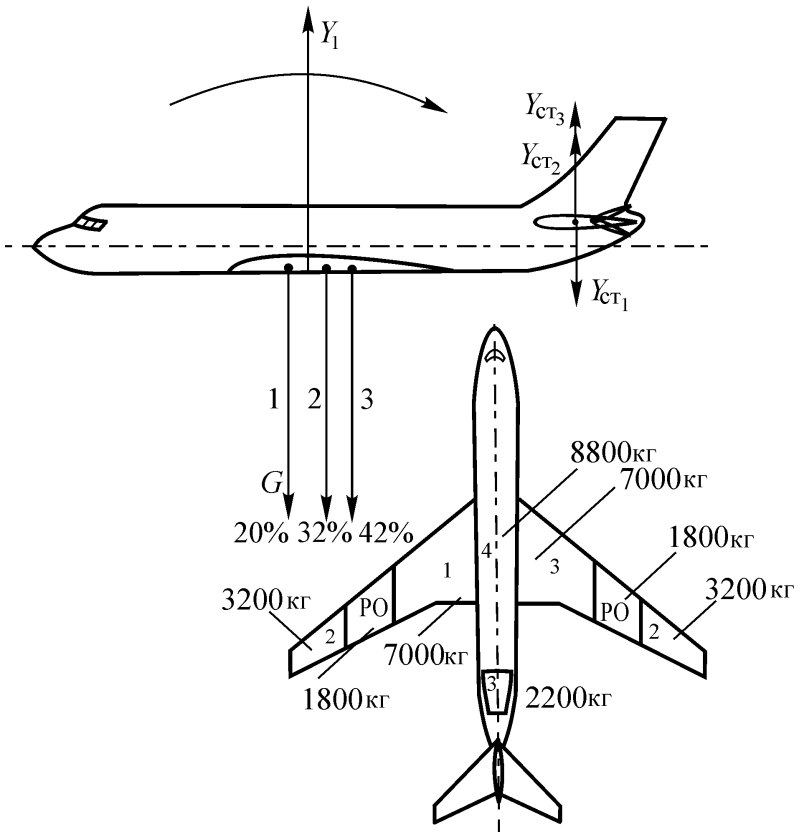


Рис. 10.3. Изменение центровок в полете

Если случайные возмущения изменяют угол атаки самолета, то это приведет к изменению подъемной силы и перегрузки в направлении этой силы $n_y = Y/G$. Поэтому продольную статическую устойчивость разделяют на устойчивость по перегрузке (способность самолета самостоятельно возвращаться на заданный угол атаки или к заданной перегрузке) и устойчивость по скорости (способность сохранять заданную скорость полета при постоянной перегрузке).

10.2.1. Продольная статическая устойчивость по перегрузке

При изменении угла атаки крыла изменяется характер распределения давления по крылу, что приводит к изменению точки приложения подъемной силы, а, следовательно, и аэродинамического момента самолета. При увеличении угла атаки подъемная сила возрастает, но на крыле существует точка, момент относительно которой от подъемной силы не изменится. Эта точка называется фокусом (рис. 10.4).

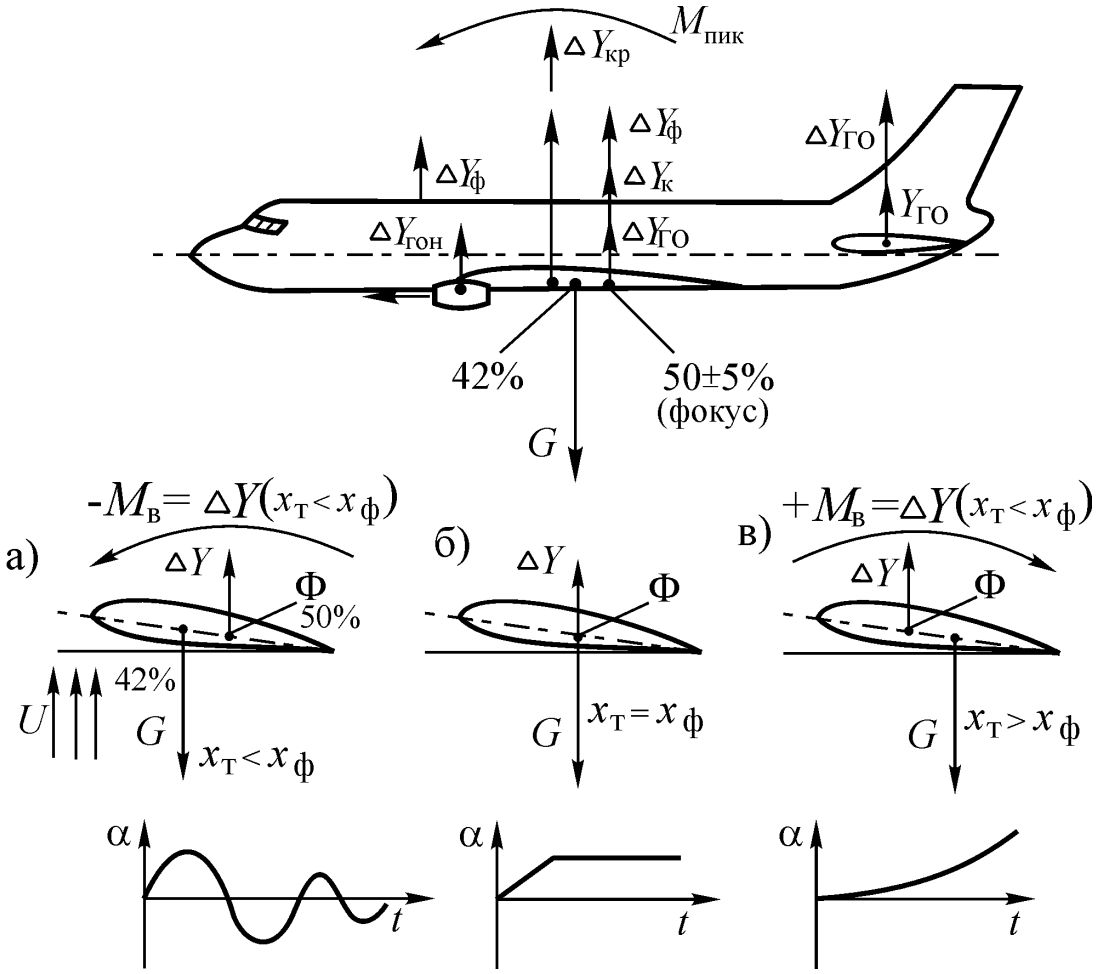


Рис. 10.4. Влияние положения точки фокуса на продольную статическую устойчивость ЛА

Момент относительно этой точки не изменится, потому что, несмотря на рост подъемной силы, уменьшится плечо от точки приложения этой силы до точки Ф, то есть точки момент относительно которой в диапазоне безотрывного обтекания остается величиной постоянной. Точка Ф называется фокусом. Если приращение подъемной силы, возникающее в результате возмущенного движения, приложить в этой точке, то момент относительно нее естественно также не изменится. Поэтому справедливо сказать, что *фокус* – это точка приложения приращения подъемной силы при изменении угла атаки.

У самолета Ту-204 фокус профиля и центр давления профиля крыла совпадают. Фокус крыла, набранного из профилей, (с учетом фокусов фюзеляжа и оперения) находится на (50±5)% САХ.

При увеличении в результате какого-либо внешнего воздействия угла атаки α на величину $\Delta\alpha$ в фокусе самолета появится приращение подъемной силы ΔY, которое даст восстанавливающий пикирующий момент $M_в$ (рис. 10.4а). В результате этого самолет вернется в исходное положение, совершив несколько колебательных движений.

Если центровка 42% САХ будет нарушена, то соответственно уменьшится расстояние от ц.м. до фокуса, то есть уменьшится плечо силы ΔY, вос-

станавливающий момент также станет меньше, и продольная устойчивость по перегрузке будет хуже.

Если ц.м. и фокус совпадут, то такое положение самолета называется нейтральным: не возникнет ни стабилизирующий момент, ни дестабилизирующий, так как плечо будет равно нулю (рис. 10.4 б).

Если ц.м. окажется за фокусом самолета, то самолет будет неустойчив в продольном отношении, так как возникнет кабрирующий момент, самолет может выйти на закритические углы атаки и свалиться в штопор (рис. 10.4 в).

Для оценки продольной статической устойчивости самолета по перегрузке пользуются графиком, который выражает зависимость коэффициента продольного момента самолета m_z от угла атаки или коэффициента c_y (рис. 10.5).

Коэффициент продольного момента (момента тангажа) обычно определяется опытным путем с помощью испытаний модели самолета в аэродинамической трубе при различных центровках и положениях руля высоты и механизации. При этом определяют абсолютную величину момента тангажа модели M_z при различных углах атаки. Тогда коэффициент момента тангажа определяется по формуле:

$$m_z = \frac{2M_z}{\rho V^2 S b_a}. \qquad (10.4)$$

Введем понятие степени статической устойчивости. Степень продольной статической устойчивости m_z^α определяется отношением прироста момента тангажа к приросту угла атаки или коэффициента подъемной силы:

$$m_z^\alpha = \frac{\Delta m_z}{\Delta\alpha} = \frac{m_{z2} - m_{z1}}{\alpha_2 - \alpha_2} = \frac{m_{z2} - m_{z1}}{c_{y2} - c_{y1}}. \qquad (10.5)$$

Из этих определений следует, что степень продольной статической устойчивости характеризует величину изменения коэффициента момента тангажа самолета, приходящуюся на единицу изменения коэффициента подъемной силы или 1° изменения угла атаки.

Если степень продольной статической устойчивости отрицательна (m_z^α<0 или $m_z^{c_y}$<0), то самолет статически устойчив по углу атаки. Действительно, при увеличении угла атаки на $\Delta\alpha$ устойчивый самолет создает пикирующий (восстанавливающий) момент m_z<0, m_z^α<0, $m_z^{c_y}$<0.

Следует обратить внимание, что степень продольной статической устойчивости по c_y численно равна запасу центровки, так как

$$m_z^{c_y} = \frac{\Delta m_z}{\Delta c_y} = \frac{x_т - x_ф}{b_a}, \qquad (10.6)$$

где ($x_т - x_ф$) - запас центровки. Следовательно, при большем запасе центровки продольная статическая устойчивость по перегрузке возрастает.

Статическая устойчивость ЛА по углу атаки практически не изменяется до тех углов атаки, до которых обеспечивается плавное обтекание крыла (в нашем случае до $\alpha \approx 15°$). На углах атаки, близких к критическому, особенно

при задних центровках, абсолютная величина m_z^{α} уменьшается, и статическая устойчивость по перегрузке ухудшается (рис. 10.5). В этом случае самолет становится статически нейтральным, особенно при задних центровках ($m_z^{\alpha} \to 0$). На углах атаки, больших критического, ЛА становится неустойчивым, при этом коэффициент m_z^{α} становится положительным.

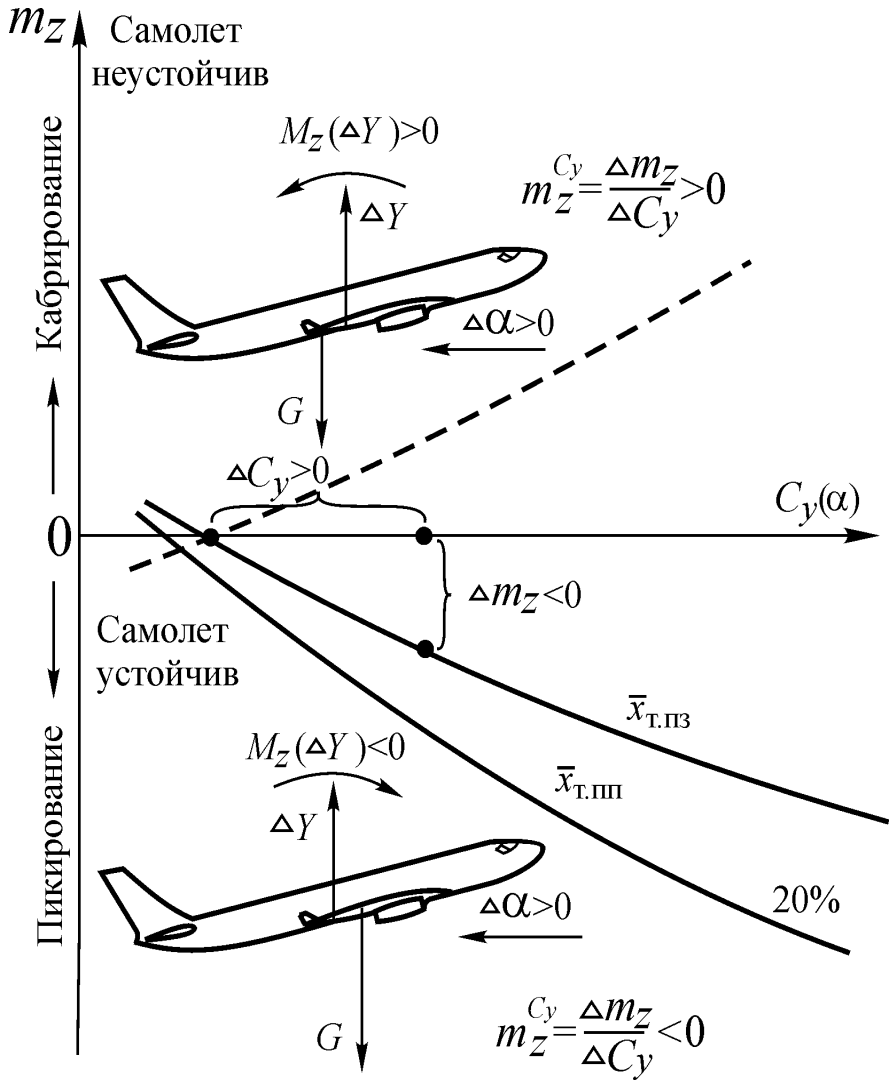


Рис. 10.5. Зависимость $m_z(c_y)$

Ухудшение статической устойчивости на больших и закритических углах атаки объясняется значительным перемещением центра давления крыла и фокуса самолета вперед вследствие срыва потока на концах крыла. Кроме того, горизонтальное оперение работает в скошенном и завихренном потоке воздуха, а это значит, что прирост его подъемной силы и восстанавливающий момент уменьшается.

На больших углах атаки носовая часть фюзеляжа, сильно выдвинутая вперед относительно крыла, создает дополнительную подъемную силу и кабрирующий момент. Кроме того, на выходе на большие углы атаки уменьшается сила тяги двигателей, что создает дополнительный кабрирующий момент. Все эти явления действуют в одном направлении и обуславливают появление

и рост кабрирующего момента, в результате чего его продольная статическая устойчивость ухудшается.

Для улучшения продольной статической и динамической устойчивости на больших углах атаки на самолет Ту-204 введено ограничение предельно задней центровки.

10.3. Продольная управляемость самолета

Продольная управляемость – это способность ЛА изменять режим полета по углу атаки при отклонении руля высоты.

Пусть самолет совершает равномерный прямолинейный полет при передней центровке ($x_т$ < 25%) (рис. 10.6). В вертикальной плоскости самолета движется под действием сил $Y_1=G + Y_2$. Пикирующий момент крыла $M_z=Y_1x_1$ уравновешивается кабрирующим моментом горизонтального оперения $M_z=Y_2x_2$.

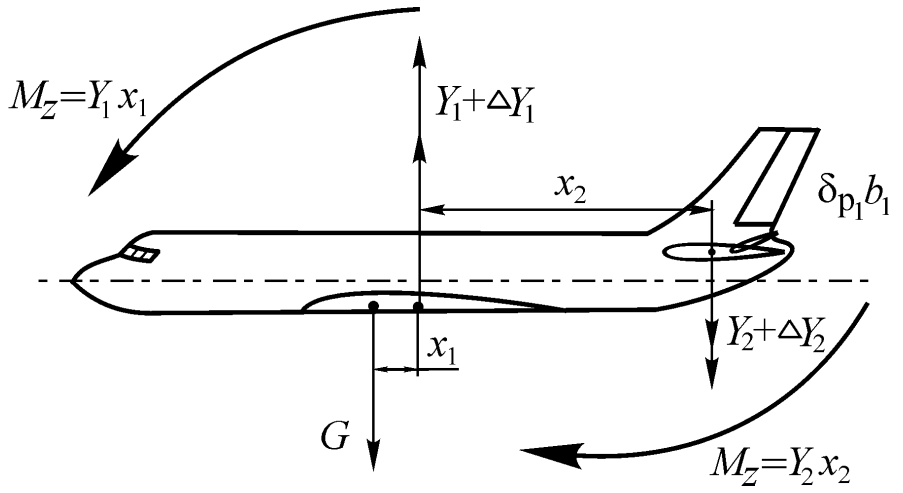


Рис. 10.6. Изменение режима полета при отклонении руля высоты

Если для увеличения угла атаки самолета на величину $\Delta\alpha$ отклонить колонку штурвала на себя, руль отклоняется вверх на угол $\Delta\delta_{рв}$. Сила Y_2 увеличивается на величину ΔY_2, что создаст кабрирующий момент $\Delta M_z=\Delta Y_2x_2$, под действием которого угол атаки ЛА начнет увеличиваться, что приведет к росту подъемной силы крыла и ее момента, а также к уменьшению силы Y_2 стабилизатора.

Увеличение пикирующего момента до $(Y_1+\Delta Y_1)x_1$ и уменьшение кабрирующего момента горизонтального оперения до $(Y_2+\Delta Y_2)x_2$ вызывает уменьшение кабрирующего момента самолета. Когда кабрирующий момент самолета становится равным нулю, самолет приобретает новый больший угол атаки.

Продольная управляемость характеризуется балансировочными зависимостями. Они показывают, какие значения отклонения руля высоты $\Delta\delta_{рв}$

необходимы (потребны) для обеспечения продольной балансировки ЛА при различных скоростях и центровках. По балансировочным кривым можно определять запас отклонения руля высоты при данной центровке и числе Маха полета (рис. 10.7). С помощью балансировочных кривых также можно определить потребные усилия для балансировки самолета на любой скорости полета при различных положениях механизации. На рис. 10.7 показаны балансировочные кривые для самолета Ту-204, полученные в результате летных испытаний на высоте 5000 м при центровке 32% САХ.

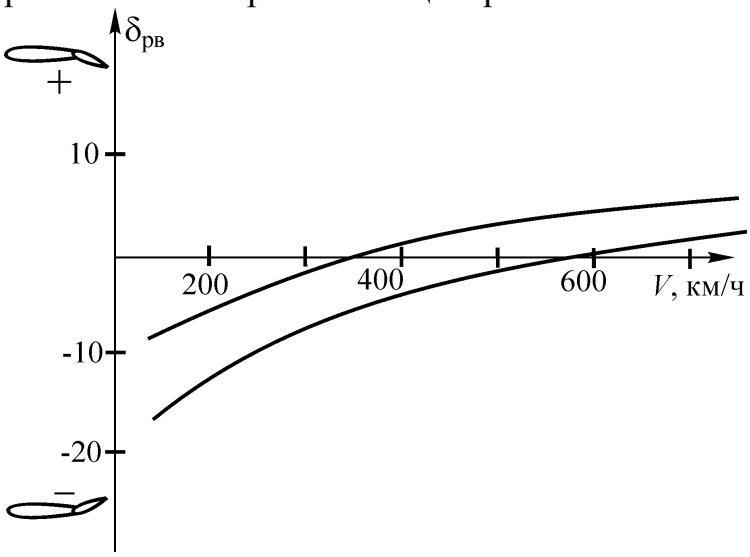


Рис. 10.7. Балансировочные кривые на высоте 5000 м при центровке 32% САХ

Анализируя балансировочные кривые самолета Ту-204, можно сделать вывод, что предельно-передняя центровка ограничена из соображений обеспечения запаса руля высоты при малых скоростях полета. Если передняя центровка 20% САХ будет нарушена, то потребуется больший расход руля высоты на взлете, посадке и при уходе на второй круг. При нарушении центровки 20% хода руля высоты может не хватить для балансировки самолета.

Поэтому можно сделать вывод, что предельно-передняя центровка 20% САХ ограничена с точки зрения продольной управляемости, а предельно-задняя центровка 42% САХ – с точки зрения продольной устойчивости по перегрузке.

10.4. Продольная статическая устойчивость самолета по скорости

Продольная статическая устойчивость по скорости – это способность самолета сохранять и восстанавливать скорость исходного режима полета при постоянной перегрузке без вмешательства летчика (рис. 10.8). В данном виде устойчивости рассматриваются продольные моменты, стремящиеся восстановить заданный режим полета, когда изменения скорости полета и угла атаки связаны между собой так, что перегрузка n_y в процессе полета остается постоянной. Постоянство перегрузки при изменении скорости возможно при изменении угла атаки самолета.

Точнее, на докритических углах атаки и умеренных скоростях при увеличении скорости полета угол атаки самолета должен увеличиваться, а при уменьшении скорости – уменьшается. При таком характере движения для сохранения устойчивости по скорости необходимо выполнение условия продольной статической устойчивости по перегрузке, то есть необходимо, чтобы степень продольной устойчивости была отрицательна:

$$m_z^{c_y} = \frac{\Delta m_z}{\Delta c_y} = \overline{x_т} - \overline{x_ф} < 0. \qquad (10.7)$$

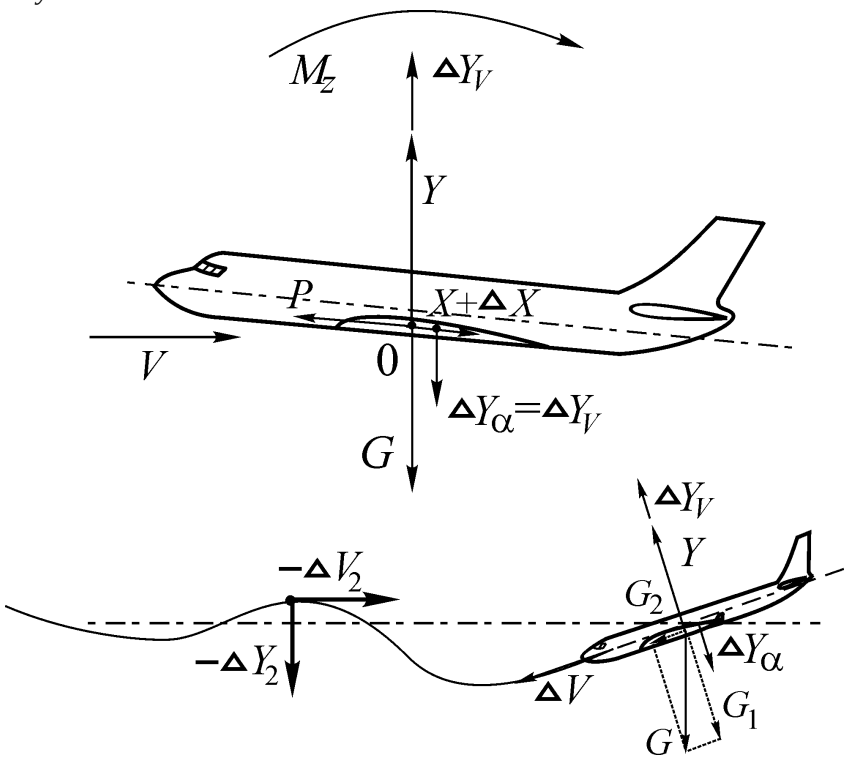


Рис. 10.8. Продольная статическая устойчивость по скорости

Для подтверждения этого рассмотрим пример. Пусть в горизонтальном полете (n_y=Y/G=1) скорость полета увеличилась на величину ΔV, угол атаки уменьшился на величину $\Delta\alpha$. При этом следует учесть, что приращение подъемной силы, вызванное уменьшением угла атаки на постоянной скорости, отрицательно и приложено в фокусе самолета, а приращение подъемной силы, вызванное увеличением скорости при постоянном угле атаки, положительно (ΔY_V <0) и приложено в центре давления самолета. Необходимо также учесть, что $|\Delta Y_\alpha| = |\Delta Y_V|$, так как n_y=1.

Как следует из рис. 10.8, продольный момент прироста подъемной силы относительно ц.м. самолета равен нулю. Прирост подъемной силы ΔY_α относительно ц.м. создает кабрирующий момент, стремящийся увеличить угол атаки до заданного и восстановить режим полета, то есть при $\Delta\alpha$<0 возникает $M_z(\Delta Y)$>0, тогда

$$m_z^{c_y} = \frac{\Delta m_z}{\Delta c_y} = \overline{x_т} - \overline{x_ф} < 0, \qquad (10.8)$$

что соответствует условию продольной устойчивости по перегрузке и скорости.

Действие кабрирующего момента $M_z(\Delta Y)$ > 0, стремящегося увеличить угол атаки и уменьшить скорость до заданной, дополняется неравенством силы лобового сопротивления самолета и силы тяги силовой установки при увеличении скорости полета. Действительно при увеличении скорости в первом

режиме горизонтального полет сила лобового сопротивления увеличивается, а сила тяги силовой установки на заданном режиме работы двигателей уменьшается. Следовательно, сила лобового сопротивления становится больше силы тяги, и скорость полета уменьшается. По мере уменьшения скорости сила лобового сопротивления уменьшается, а сила тяги при постоянном положении РУД растет. Когда самолет уменьшит скорость до заданной, то $P = X$, $\Delta Y_V = 0$, угол атаки увеличивается до заданного, а кабрирующий момент станет равен нулю (действие кабрирующего момента пилот ощущает на штурвале в виде давящих усилий при увеличении скорости в первом режиме горизонтального полета).

В этом случае при постоянной высоте скорость полета увеличивается за счет увеличения силы тяги, а подъемная сила сохраняется равной полетной массе самолета, так как положительный прирост подъемной силы за счет увеличения скорости $\Delta Y_V > 0$ уравновешивается отрицательным приростом подъемной силы, вызванным уменьшением угла атаки самолета $\Delta Y_\alpha < 0$.

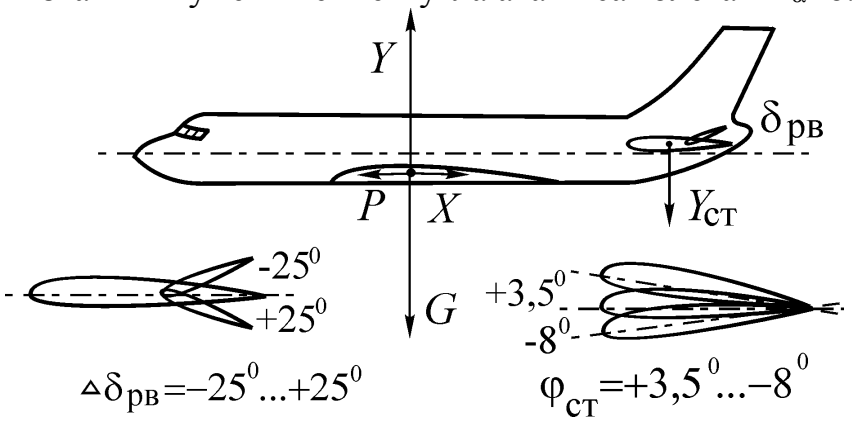


Рис. 10.9. Углы отклонения руля высоты и стабилизатора

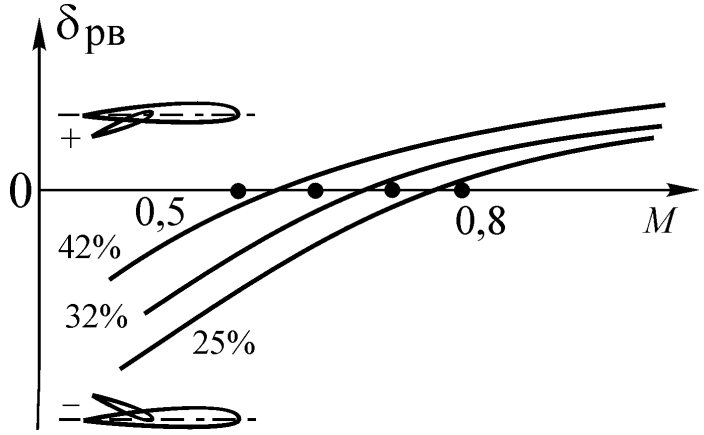


Рис. 10.10. Балансировочные кривые

Рассмотренный случай полета показан на балансировочных графиках, которые выражают зависимость угла отклонения руля высоты от скорости полета и числа M: $\delta_в = f(V_{пр})$, $\delta_в = f(M)$ (рис. 10.9, 10.10). Из этого примера можно сделать следующий вывод. Если самолет устойчив по скорости, то для увеличения ее пилот должен преодолеть «сопротивление» самолета увеличению скорости (проявлению устойчивости по скорости), то есть для увеличения скорости на $\Delta V > 0$ и балансировки самолета на новой скорости $V + \Delta V$ необходимо приложить к штурвалу дополнительные давящие усилия для

отклонения руля высоты вниз ($\Delta\delta_в>0$). Самолет Ту-204 обладает достаточно хорошей продольной устойчивостью по скорости до числа M = 0.88.

10.5. Продольная статическая устойчивость ЛА по перегрузке

Продольная устойчивость - это способность самолета сохранять и восстанавливать заданное продольное равновесие. Самолет считается статически устойчивым в продольном отношении, если в результате нарушения продольного равновесия (изменения угла атаки и скорости) возникают восстанавливающие моменты. При полете в неспокойной атмосфере помимо воли пилота возможно изменение, как угла атаки, так и скорости самолета.

Если изменяют угол атаки самолета, то изменяется величина подъемной силы и перегрузки $n_y = Y/G$. Самолет, статически устойчивый в продольном отношении, стремиться самостоятельно вернуться на заданный угол атаки (заданную перегрузку). Это свойство самолета получило название *продольной статической устойчивости по перегрузке* (по углу атаки).

При изменении угла атаки самолета изменяется угол атаки крыла, горизонтального оперения и фюзеляжа, а значит, изменяется и величина их аэродинамических сил. Прирост подъемной силы крыла $\Delta Y_{кр}$, горизонтального оперения $\Delta Y_{ст}$, фюзеляжа $\Delta Y_ф$, вызванный изменением их угла атаки, приложен в фокусе крыла, горизонтального оперения и фюзеляжа.

Сумма приростов подъемных сил есть прирост подъемной силы всего самолета:

$$\Delta Y_{кр} + \Delta Y_{ст} + \Delta Y_ф = \Delta Y_с. \qquad (10.9)$$

Он приложен в фокусе самолета. Таким образом, фокус самолета - это точка приложения прироста подъемной силы самолета $\Delta Y_с$, вызванного изменением угла атаки.

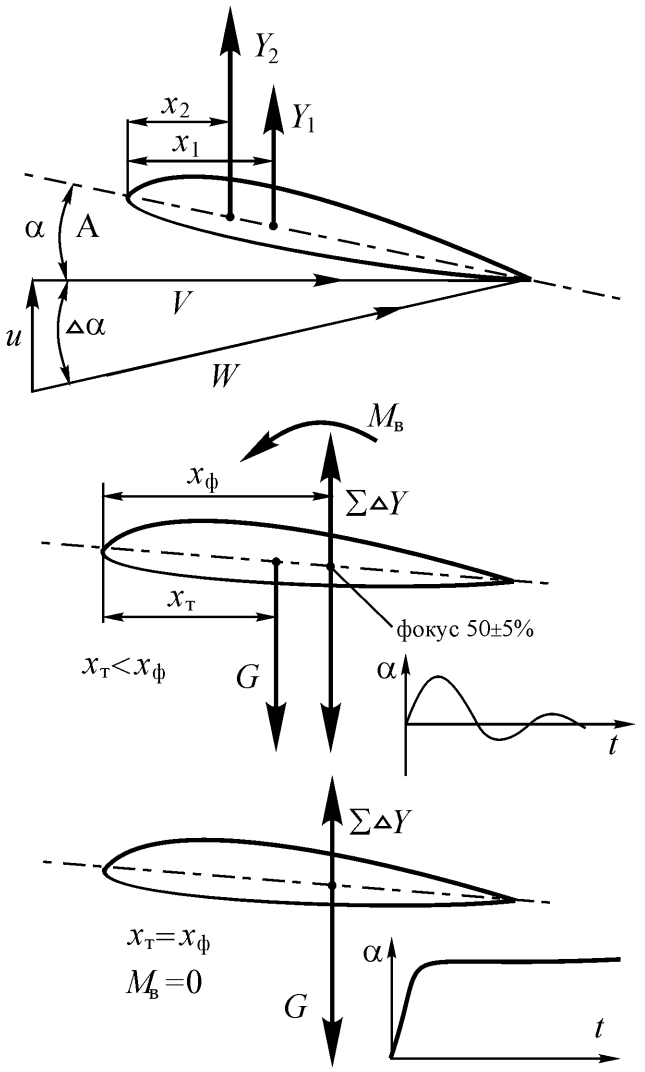


Рис. 10.11. Продольная устойчивость по перегрузке

Положение фокуса самолета выражается в процентах средней аэродинамической хорды (САХ) крыла, считая от ее начала ($x_ф/b_a$ 100%, где $x_ф$ - расстояние от начала b_a до фокуса самолета). Фокус самолета Ту-204 расположен 50 ± 5% САХ в зависимости от скорости и высоты полета (рис. 10.11).

При расположении центра масс самолета в его фокусе прирост подъемной силы не создает восстанавливающего момента, так как. $M_z(\Delta Y_c) = 0$. Центровка самолета, соответствующая этому положению центра масс, называется нейтральной ($x_н = x_ф$). Самолет при такой центровке находится в состоянии безразличного равновесия, т.е. на границе устойчивости и неустойчивости. Нейтральная центровка самолета Ту-204 равна 50 ± 5% САХ (рис. 10.11).

При центровке меньше нейтральной, самолет статически устойчив по перегрузке. Таким образом, необходимым условием, обеспечивающим продольную устойчивость самолета по перегрузке (углу атаки) является расположение центра масс самолета впереди его фокуса. Причем, при более передней центровке самолет становится более устойчивым.

Для оценки продольной статической устойчивости самолета по перегрузке пользуются графиком, который выражает зависимость коэффициента продольного момента самолета m_z от угла атаки α или коэффициента c_y (рис. 10.12).

Коэффициент продольного момента (коэффициент момента тангажа) самолета m_z обычно определяют опытным путем, испытывая модель самолета в аэродинамической трубе при различных положениях руля высоты, центровках, механизации.

В процессе аэродинамических испытаний модели самолета измеряют абсолютную величину момента тангажа модели M_z при различных углах атаки. Тогда коэффициент момента тангажа определяется по формуле

$$m_z = \frac{M_z}{\left(\rho V^2/2\right) S b_a}.$$

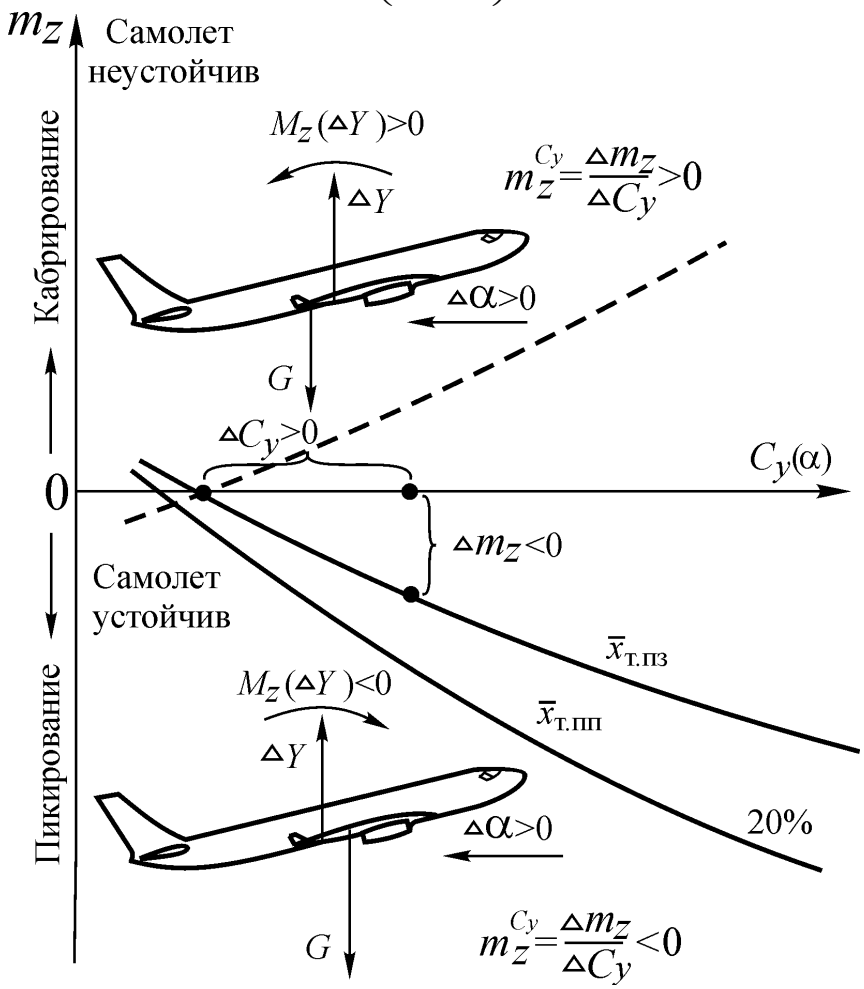


Рис. 10.12. Зависимость m_z (c_y)

Введем понятие степени (меры) продольной статической устойчивости. Степень продольной статической устойчивости обычно выражается отношением прироста коэффициента момента тангажа самолета $m_z = m_{z2} - m_{z1}$ к приросту угла атаки

$$\Delta\alpha = \alpha_2 - \alpha_1 : m_z^{\alpha} = \frac{\Delta m_z}{\Delta\alpha} = \frac{m_{z2} - m_{z1}}{\Delta\alpha} \qquad (10.10)$$

или к приросту коэффициента $\Delta c_y = c_{y2} - c_{y1}$.

Из этих определений следует, что степень продольной статической устойчивости характеризует величину изменения коэффициента момента тангажа самолета m_z, приходящуюся на единицу изменения коэффициента подъемной силы c_y или на 1° изменения угла атаки самолета.

Если степень продольной статической устойчивости отрицательная ($m_z^{\alpha} < 0$ или $m_z^{C_y} < 0$), то самолет статически устойчив по углу атаки. Действительно, при увеличении угла атаки на $\Delta\alpha$ устойчивый самолет создает пикирующий (восстанавливающий) момент $m_z < 0$; $m_z^{\alpha} < 0$; $m_z^{C_y} < 0$.

Следует обратить внимание на то, что степень продольной статической устойчивости по c_y численно равна запасу центровки, т.к.

$$m_z^{C_y} = \Delta m_z / \Delta c_y = (x_т - x_ф) / b_a, \quad x_т - x_ф < 0 \text{ - запас центровки.}$$

Следовательно, при большем запасе центровки продольная статическая устойчивость по перегрузке возрастает.

Статическая устойчивость самолета по углу атаки (перегрузке) практически не изменяется до тех углов атаки, до которых обеспечивается плавное обтекание крыла (для самолета Ту-204 - до $\alpha \approx 15°$).

На углах атаки, близких к критическому, особенно при задних центровках, абсолютная величина коэффициента m_z^{α} уменьшается и статическая устойчивость самолета по перегрузке ухудшается (рис. 10.12).

На этих углах атаки самолет становится статически нейтральным особенно при задних центровках (коэффициент m_z^{α} стремится к нулю).

Ухудшение продольной статической устойчивости на углах атаки, близких к критическому, и появление неустойчивости на углах атаки больших критического, объясняется значительным перемещением центра давления крыла и фокуса самолета вперед вследствие срыва потока на его концах. Кроме того, горизонтальное оперение работает в скошенном и завихренном потоке воздуха, а это значит, что прирост его подъемной силы и восстанавливающий момент уменьшается.

На больших углах атаки носовая часть фюзеляжа, сильно выдвинутого вперед относительно крыла, создает дополнительную подъемную силу и кабрирующий момент. При выходе на большие углы атаки сила тяги двигателей уменьшается и возникает дополнительный кабрирующий момент, вызывающий "подхват" самолета. Все эти явления при увеличении угла атаки самолета действуют в одном направлении и обуславливают появление и рост кабрирующего момента, в результате чего продольная статическая устойчивость ухудшается. При дальнейшем увеличении углов атаки, приближающихся к критическому, самолет становится статически неустойчивым, особенно при больших задних центровках.

Для улучшения продольной статической и динамической устойчивости на больших углах атаки на самолете Ту-204 введено ограничение предельно задней центровки.

10.6. Продольная статическая устойчивость ЛА по скорости

Под *продольной статической устойчивостью по скорости* понимается способность самолета сохранять и восстанавливать скорость исходного режима полета при постоянной перегрузке без вмешательства пилота (рис. 10.13).

Из определения следует, что в данном виде устойчивости рассматриваются продольные моменты, стремящиеся восстановить заданный режим полета, когда изменения скорости полета и угла атаки связаны между собой так, что перегрузка $n_y = Y/G$ в процессе полета остается постоянной. Постоянство перегрузки при изменении скорости возможно при изменении угла атаки самолета.

Точнее, на докритических углах атаки и умеренных скоростях при увеличении скорости полета угол атаки самолета должен увеличиваться, а при уменьшении скорости - уменьшаться. При таком характере движения самолета для сохранения устойчивости по скорости необходимо выполнение условия продольной статической устойчивости по перегрузке, т.е. необходимо, чтобы степень продольной устойчивости была отрицательной:

$$m_z^{Cy} = \Delta m_z / \Delta c_y = (x_т - x_ф)/b_a < 0. \qquad (10.11)$$

Иначе говоря, центр масс самолета должен находиться впереди его фокуса.

Для подтверждения этого вывода рассмотрим такой пример. Пусть в горизонтальном полете ($n_y = Y/G = 1$) скорость полета увеличилась на ΔV, а угол атаки уменьшился на $\Delta\alpha$. При этом следует учесть, что прирост подъемной силы, вызванный уменьшением угла атаки на постоянной скорости, отрицателен и приложен в фокусе самолета, а прирост подъемной силы, вызванный увеличением скорости при постоянном угле атаки, положителен и приложен в центре давления самолета ($\Delta Y_V > 0$). Допустим, также, что центр давления самолета совпадает с его центром масс. Необходимо также учесть, что $\Delta Y_\alpha = \Delta Y_V$, т.к. $n_y = 1$, а значит $Y=G$ (рис. 10.13).

Как следует из рис. 16, продольный момент прироста подъемной силы относительно центра масс самолета равен нулю. Прирост подъемной силы ΔY_α относительно центра масс создает кабрирующий момент, стремящийся увеличить угол атаки до заданного и восстановить режим полета, то есть при $\Delta\alpha < 0$ возникает $M_z(\Delta Y_\alpha) > 0$; $m_z^{Cy} = \Delta m_z / \Delta c_y = (x_T - x_ф)/b_a < 0$, что соответствует условию продольной устойчивости по перегрузке и скорости.

Действие кабрирующего момента $M_z(\Delta Y_\alpha) > 0$, стремящегося увеличить угол атаки и уменьшить скорость до заданной, дополняется неравенством силы лобового сопротивления самолета и силы тяги силовой установки при увеличении скорости полета. Действительно, при увеличении скорости в первом режиме горизонтального полета сила лобового сопротивления увеличивается, а сила тяги силовой установки на заданном режиме работы двигателей уменьшается. Следовательно, сила лобового сопротивления становится больше силы тяги силовой установки ($X > P$) и скорость полета самолета уменьшается. По мере уменьшения скорости сила лобового сопротивления снижается, а сила тяги при постоянном положении РУД растет. Когда самолет уменьшит скорость до заданной $P = X$, $\Delta Y_V = 0$, угол атаки увеличится до заданного (ΔY_α) и его кабрирующий момент $M_z(\Delta Y_\alpha)$ станет равен нулю (действие кабрирующего момента $M_z(\Delta Y_\alpha) > 0$ пилот ощущает на штурвале в виде давящих усилий при увеличении скорости в первом режиме горизонтального полета).

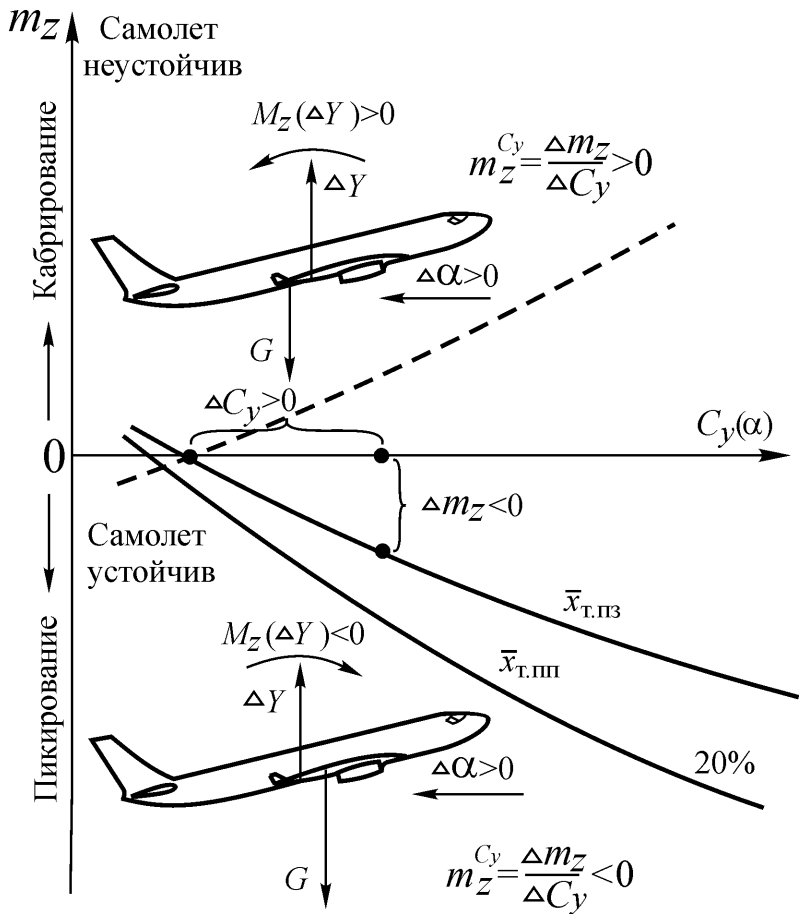


Рис. 10.13. Продольная статическая устойчивость по скорости

В этом случае при постоянной высоте скорость полета увеличивается за счет увеличения силы тяги, а подъемная сила сохраняется равной полетной массе самолета, т.к. положительный прирост подъемной силы за счет увеличения скорости $\Delta Y_V > 0$ уравновешивается отрицательным приростом подъемной силы, вызванным уменьшением угла атаки самолета $\Delta Y_\alpha < 0$.

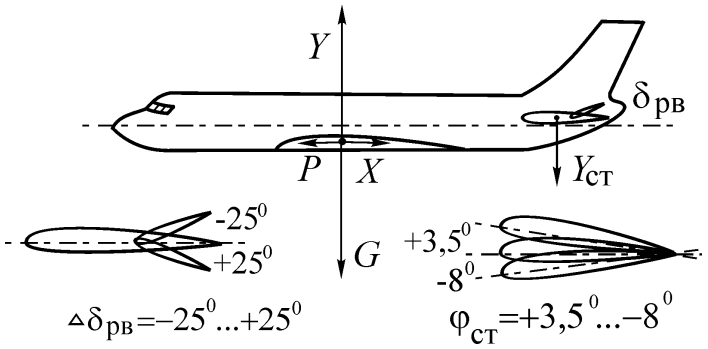


Рис. 10.14. Углы отклонения руля высоты и стабилизатора

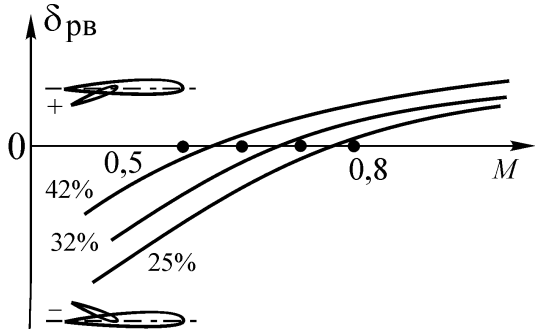


Рис. 10.15. Балансировочные кривые

Рассмотренный случай полета самолета показан на балансировочных графиках, которые выражают зависимость угла отклонения руля высоты от числа M $\delta_{рв} = f(M)$ (рис. 10.14, 10.15). Из этого примера можно сделать следующий вывод. Если самолет устойчив по скорости, то для ее увеличения пи-

лот должен преодолеть "сопротивление" самолета увеличению скорости (проявлению устойчивости по скорости), т.е. для увеличения скорости на $\Delta V > 0$ и балансировки самолета на новой скорости $V+\Delta V$ необходимо приложить к штурвалу дополнительные давящие усилия для отклонения руля высоты вниз ($\Delta\delta_{рв} > 0$). Самолет Ту-204 обладает достаточно хорошей продольной устойчивостью по скорости до числа $M = 0{,}88$.

10.7. Демпфирующие моменты

Устойчивость самолета и характер его возмущенного движения в значительной степени зависят от величины демпфирующих моментов, которые возникают в процессе вращения самолета вокруг центра масс. Для обеспечения продольной устойчивости и управляемости важно учитывать продольные демпфирующие моменты, которые возникают при вращении самолета вокруг оси *OZ*. Суммарный демпфирующий момент создается горизонтальным оперением, фюзеляжем и крылом (наибольший - горизонтальным оперением).

Рассмотрим процесс возникновения продольных демпфирующих моментов на примере работы горизонтального оперения (рис. 10.16).

Допустим, что в установившемся горизонтальном полете появилось вращение самолета в сторону кабрирования с угловой скоростью ω_z.

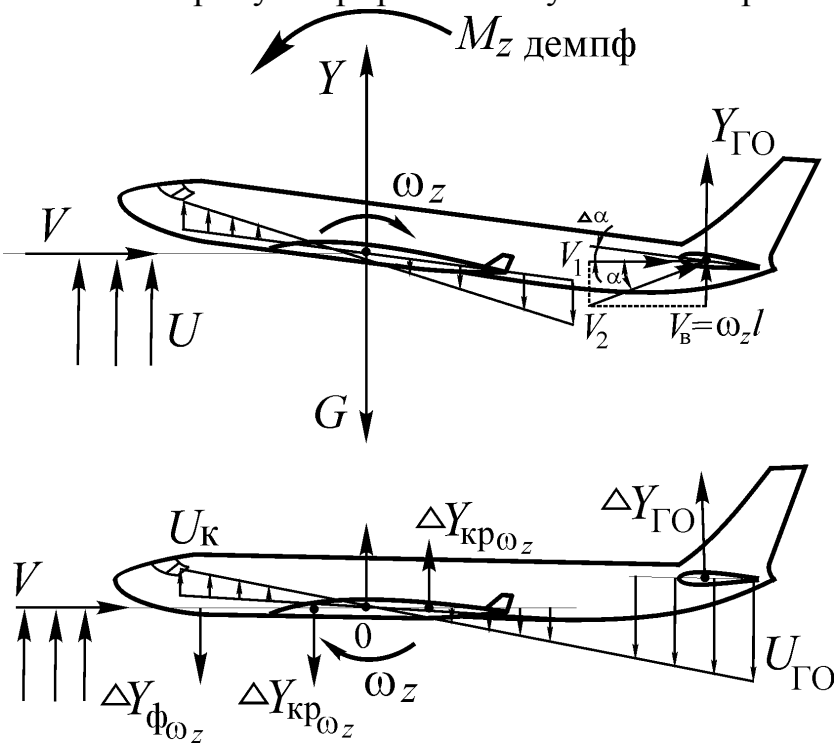


Рис. 10.16. Возникновение продольных демпфирующих моментов

Вследствие этого горизонтальное оперение приобретает вращательную скорость, вектор которой направлен вниз и равен

$$U_{WZ} = \omega_z X_{ГО}, \qquad (10.12)$$

где $X_{ГО}$ - расстояние от центра масс самолета до центра давления горизонтального оперения.

Вектор вращательной скорости V_z^{ω}, суммируясь с вектором истинной скорости $V_и$, вызывает положительный прирост угла атаки $\Delta\alpha$ и подъемной силы $\Delta Y_{ГО}$. Эта сила, направленная вверх, на плече $X_{ГО}$ создает пикирующий демпфирующий момент $\Delta Y_{ГО} X_{ГО}$, препятствующий кабрированию самолета. При большей угловой скорости прирост подъемной силы и ее демпфирующего момента будет большим. Величина демпфирующего момента также зависит от величины плеча $X_{ГО}$. При отсутствии углового вращения самолета демпфирующие силы и их моменты равны нулю. Аналогично можно объяснить и возникновение демпфирующих моментов крыла и фюзеляжа, только величина их при той же угловой скорости значительно меньше.

При полете на высоте с той же приборной скоростью, что и у земли, величина истинной скорости больше, прирост угла атаки и подъемной силы при той же угловой скорости меньше, в связи с чем будут меньшими и демпфирующие моменты.

Следовательно, динамическая устойчивость самолета на высоте меньше, чем у земли. Направления демпфирующих сил $\Delta Y_{ГО}, \Delta Y_{кр}\omega_z$, $\Delta Y_{ф}\omega_z$ и их моментов изображены на рис. 10.16. Как следует из рисунка, демпфирующие моменты направлены в сторону, противоположную вращению самолета. Значит, они препятствуют вращению самолета вокруг оси *OZ*. Так как нарушенное продольное равновесие самолет обычно восстанавливает, совершая колебания вокруг оси *OZ*, то демпфирующие моменты, направленные в противоположную сторону, содействуют затуханию этих колебаний, т.е. динамическая устойчивость самолета улучшается.

Для увеличения демпфирующих моментов, а значит, для улучшения характеристик устойчивости и управляемости самолета в систему управления рулем высоты, рулем направления и элеронами включены демпфирующие каналы системы АСШУ-204 (автоматическая система шагового управления).

При нарушении продольного равновесия самолет приобретает угловую скорость вращения ω_Z. Передаточный коэффициент по угловой скорости $K\omega_Z$ означает, что при вращении самолета с угловой скоростью 1 град/с руль высоты отклоняется на 1°. Следовательно, отклонение руля высоты по сигналу угловой скорости $\Delta\delta_B\omega_Z = K\omega_Z\ \omega_Z$ происходит в таком направлении, при котором дополнительный момент горизонтального оперения, возникающий за счет отклонения руля высоты, направлен против вращения самолета, т.е. дополняет демпфирующий момент самолета.

При кабрировании с угловой скоростью ω_Z руль высоты отклоняется вниз, при пикировании - вверх. Скорость отклонения руля высоты вниз пропорциональна суммарному сигналу от датчика угловой скорости ω_Z и датчика обратной связи, а это значит, что в процессе увеличения угловой скорости ω_Z на кабрирование руль высоты отклоняется вниз от балансировочного положе-

ния, а в процессе уменьшения начинает отклоняться вверх и, когда угловая скорость самолета $\omega_Z = 0$, руль высоты от отрицательного сигнала обратной жесткой связи вернется к исходному балансировочному положению.

11. Боковые равновесие, устойчивость и управляемость самолета

11.1. Боковое равновесие

Боковое равновесие - это состояние самолета, при котором сумма проекций сил, действующих на самолет, и сумма их моментов относительно *OX* и нормальной оси *OY* равна нулю. Боковое равновесие можно представить как совокупность поперечного и путевого равновесия. Относительно продольной оси *OX* его называют поперечным, а относительно вертикальной оси *OY* - путевым.

Рассмотрим условия, обеспечивающие боковое равновесие. Пусть самолет совершает равномерный и прямолинейный горизонтальный полет с углом атаки α и скоростью *V*. В этом случае на самолет действуют силы и моменты, показанные на рис. 11.1.

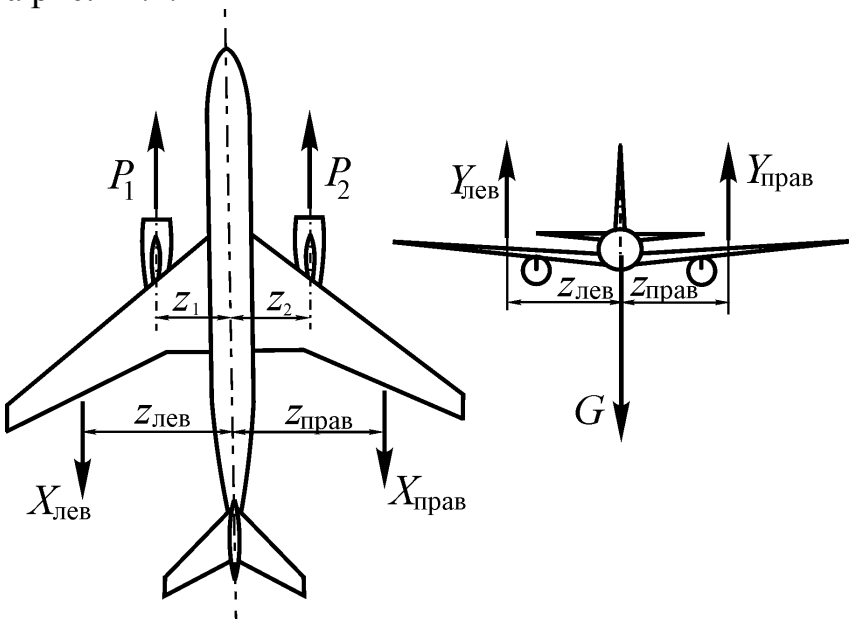


Рис. 11.1. Силы, действующие на ЛА в крейсерском полете

Для обеспечения поперечного равновесия необходимо, чтобы сумма проекций сил на ось *OY* и сумма их моментов относительно *OX* равнялась нулю, т.е.

$$\Sigma Y = Y_{лев} + Y_{прав} - G = 0$$
$$\Sigma M_x = Y_{лев} Z_{лев} - Y_{прав} Z_{прав} = 0. \qquad (10.13)$$

Эти условия будут выполняться, если $Y_{лев} + Y_{прав} = G$ и $Y_{лев}Z_{лев} = Y_{прав}Z_{прав}$ (рис. 11.1).

Для обеспечения путевого равновесия необходимо, чтобы сумма проекций сил на ось OX и сумма их моментов относительно оси OY равнялась нулю, т.е.

$$\Sigma X = P_1 + P_2 - X_{лев} - X_{прав} = 0$$
$$\Sigma M_y = P_1 Z_1 - P_2 Z_2 - X_{лев} Z_{лев} - X_{прав} Z_{прав} = 0. \qquad (10.14)$$

Эти условия будут выполняться, если $P_1 + P_2 = X_{лев} + X_{прав}$, а $P_1 Z_1 = P_2 Z_2$ и $X_{лев} Z_{лев} = X_{прав} Z_{прав}$ (рис. 11.1). Если будут одновременно обеспечены все условия поперечного и путевого равновесия, то самолет в этом случае будет находиться в состоянии бокового равновесия.

Боковая устойчивость характеризуется графиками $m_x = f(\beta)$ и $m_y = f(\beta)$, показывающими зависимость коэффициентов моментов крена и рыскания от угла скольжения самолета β (рис. 11.2).

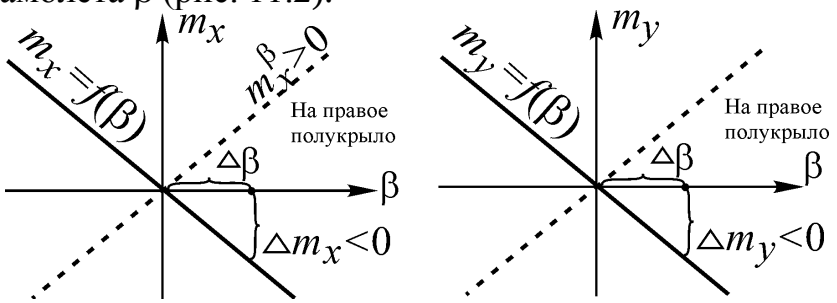


Рис. 11.2. Зависимости $m_x = f(\beta)$ и $m_y = f(\beta)$

11.2. Боковая устойчивость самолета

Боковая устойчивость - это способность самолета сохранять и восстанавливать заданное боковое равновесие в полете. Для обеспечения боковой устойчивости необходимо обеспечить статическую поперечную и путевую устойчивость и достигнуть определенного соотношения между ними. Поперечную и путевую статическую устойчивость определяют соответственно моменты крена M_x и моменты рыскания M_y, возникающие при наличии угла крена γ и скольжения β. Если при появлении углов крена и скольжения возникнут моменты M_x и M_y, которые будут стремиться восстановить заданное боковое (поперечное и путевое) равновесие, то самолет будет статически устойчивым в боковом отношении.

Рассмотрим, при каких условиях возникают восстанавливающие моменты крена самолета M_x при появлении угла крена γ (рис. 11.3).

Допустим, что в полете появился правый крен самолета. Под действием равнодействующей Z (суммы подъемной силы Y и силы тяжести самолета G_2) возникает ускорение самолета в сторону опущенного полукрыла. Вследствие этого появляется угол скольжения самолета β. Самолет Ту-204 имеет угол стреловидности крыла χ = 27°. Вследствие этого правое полукрыло работает как более прямое, а левое крыло как более стреловидное. Поэтому у правого полукрыла подъемная сила увеличивается, а у левого полукрыла подъемная сила уменьшается (рис. 11.3). Аналогичная разность подъемных сил возникает и на половинах горизонтального оперения.

В результате разности подъемных сил возникает большой момент M_x, стремящийся вывести самолет из правого крена. Левое полукрыло затеняется фюзеляжем, у него подъемная сила меньше.

В процессе вращения самолета относительно продольной оси возникает поперечный демпфирующий момент крыльев, дающий увеличение угла атаки опускающегося полукрыла и уменьшение угла атаки поднимающегося полукрыла. Таким образом, стреловидное крыло значительно увеличивает поперечную устойчивость самолета по сравнению с прямым крылом. Для уменьшения восстанавливающего момента и устранения раскачки "голландский шаг" у самолетов со стреловидным крылом угол поперечного "V" делают отрицательным. Но на самолете Ту-204 под крылом на пилонах установлены двигатели. Поэтому пришлось сделать поперечное "V" положительным. А необходимую устойчивость обеспечивает автоматика.

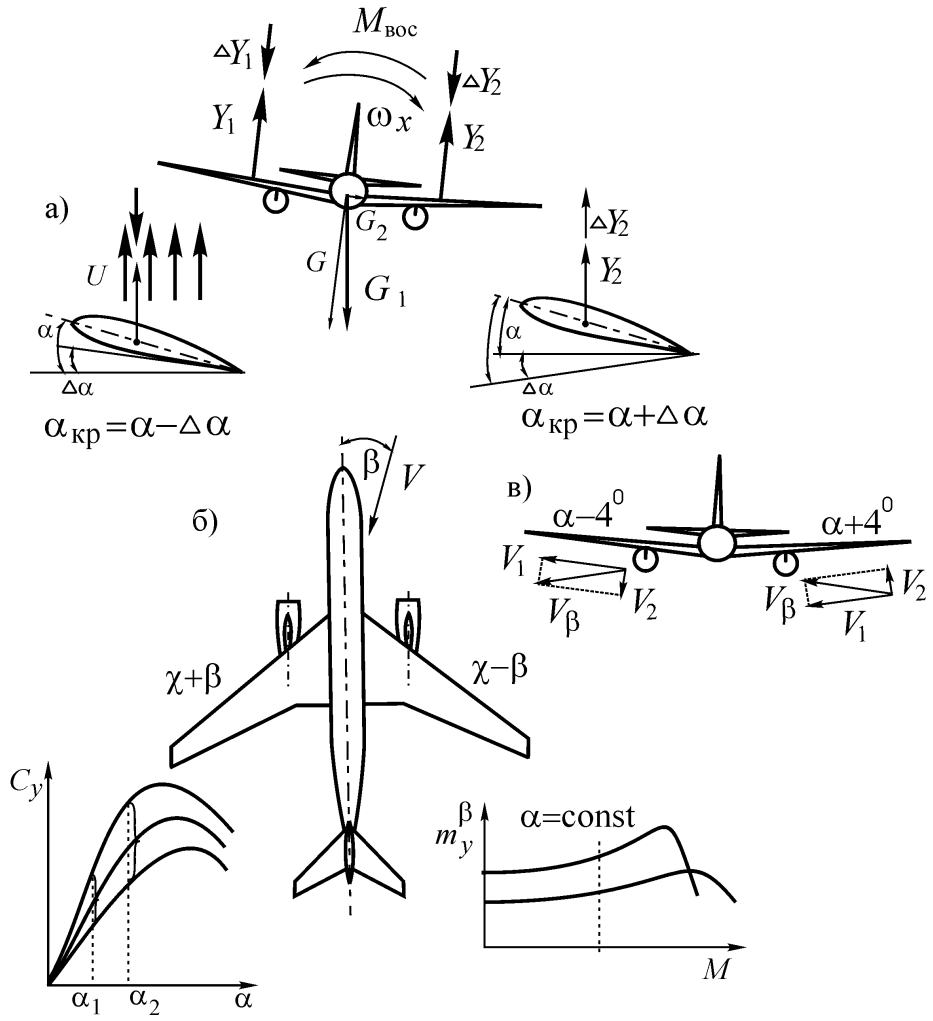


Рис. 11.3. Возникновение восстанавливающего момента крена

Для оценки поперечной статической устойчивости самолета по углу скольжения пользуются графиками, которые выражают зависимость коэффициента момента крена самолета m_x от угла скольжения β, т.е. $m_x = f(\beta)$ (рис. 11.2). Из графика видно, что при нормальной поперечной устойчивости при скольже-

нии на полукрыло возникает восстанавливающий момент, возвращающий самолет на исходный режим полета.

Рассмотрим возникновение восстанавливающих моментов рыскания M_y при появлении угла скольжения β на левое полукрыло (рис. 11.4). При скольжении эффективная стреловидность левого полукрыла уменьшается, а правого полукрыла увеличивается. Возникает разница лобовых сопротивлений полукрыльев, дающая разность лобовых сопротивлений и восстанавливающий момент.

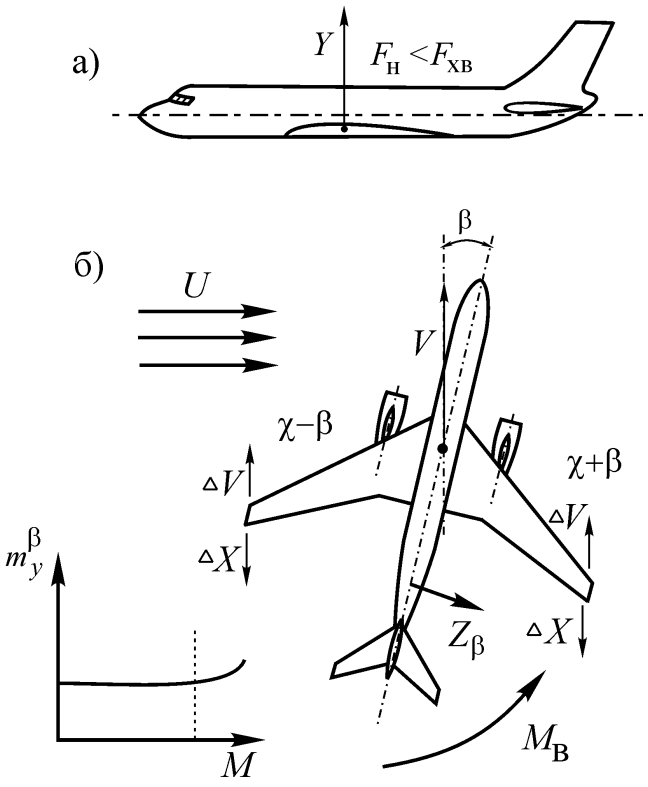


Рис. 11.4. Возникновение восстанавливающих моментов рыскания

Кроме того, при скольжении самолета на левое полукрыло возникает демпфирующий момент киля, дающий момент восстанавливающий. При скольжении самолета за счет того, что площадь задней части фюзеляжа и киля больше площади передней части фюзеляжа, возникает сила $Z_β$, приложенная в фокусе фюзеляжа. Эта сила даст восстанавливающий момент, устраняющий скольжение самолета. Для оценки путевой статической устойчивости самолета по углу скольжения пользуются графиками, которые выражают зависимость коэффициента момента рыскания самолета m_y от угла скольжения β, т.е. $m_y = f(β)$ (рис. 11.4).

Коэффициент момента рыскания самолета вычисляется по формуле

$$m_y = \frac{M_y}{S\frac{\rho V^2}{2}L}, \qquad (10.15)$$

где M_y - момент рыскания самолета; он определяется опытным путем при различных углах скольжения β.

Имея графики зависимости $m_y = f(β)$ можно провести рассуждение о путевой статической устойчивости самолета (рис. 11.5). О боковой устойчивости самолета в целом можно судить по соотношению угловых скоростей крена и рыскания $\chi = \omega_x / \omega_y = m_x^β / m_y^β$ или по степени поперечной и путевой устойчивости. Для устойчивого самолета эта величина должна быть положительной и не превышать 1,5.

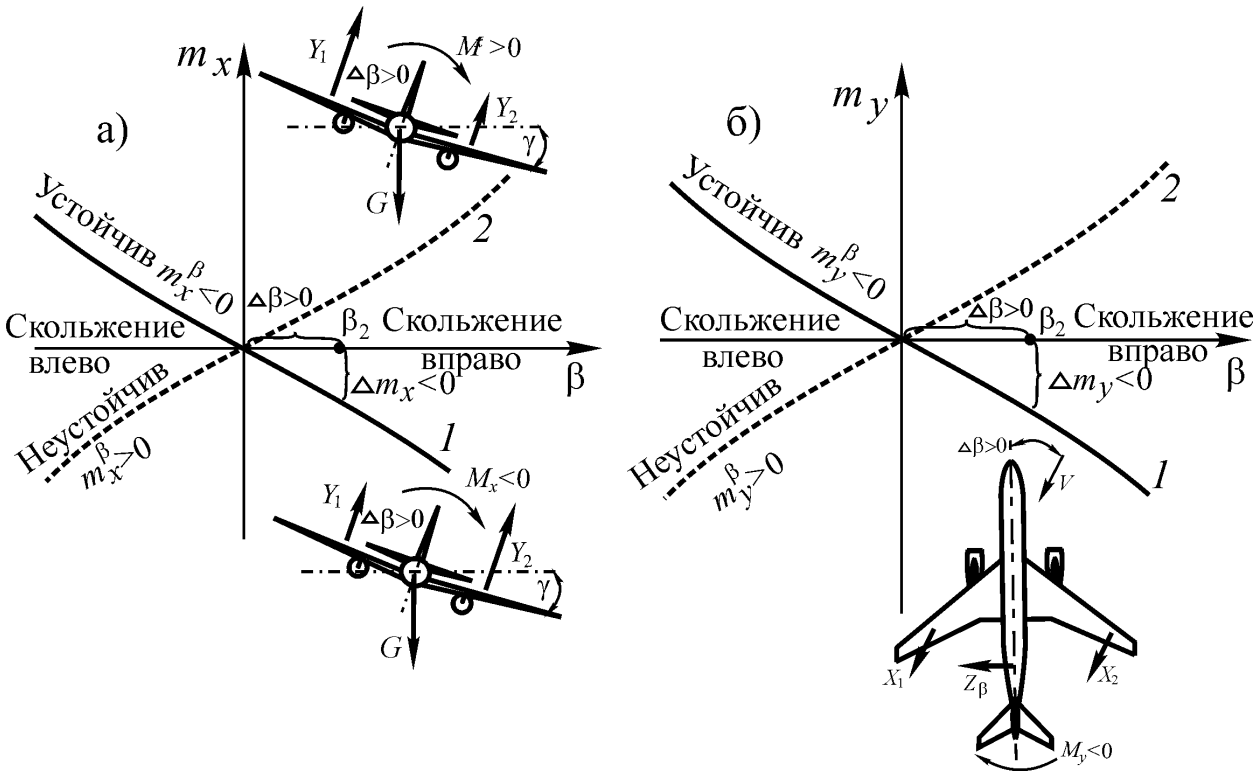


Рис. 11.5. Зависимости моментов крена и рыскания от угла скольжения

Боковая устойчивость самолета и характер его возмущенного движения в значительной степени зависят от величины поперечных и путевых демпфирующих моментов, которые возникают в процессе вращения самолета относительно осей *OX* и *OY*.

Путевые и поперечные демпфирующие моменты создаются крылом, фюзеляжем, горизонтальным и вертикальным оперением. При этом наибольший поперечный демпфирующий момент создается крылом, а путевой - вертикальным оперением. При вращении самолета вокруг оси *OX* скорость полета *V*, складываясь с окружающей скоростью $V_{\omega x}$, в каждом сечении крыла вызывает изменение его угла атаки, причем угол атаки опускающегося полукрыла увеличивается, а поднимающегося - уменьшается. Если начальный угол атаки был значительно меньше, то при таком его изменении подъемная сила опускающегося полукрыла увеличивается, а поднимающегося полукрыла - уменьшается. В результате разности подъемных сил возникает поперечный демпфирующий момент крыла, препятствующий вращению самолета. Аналогично возникают поперечные демпфирующие моменты горизонтального оперения, которые увеличивают суммарный демпфирующий момент крыла самолета (рис. 11.1).

Путевые демпфирующие моменты возникают в основном от вертикального оперения при вращении самолета вокруг оси *OY* и препятствуют вращению самолета относительно этой оси (рис. 11.5).

Дополнительный демпфирующий момент рыскания возникает от крыла вследствие разности скоростей обтекания левой и правой его половин. Так, полукрыло, выступающее вперед, увеличивает истинную скорость обтекания на величину окружной скорости $V_{\omega y}$ в каждом его сечении, а отстающее - умень-

шает ее на такую же величину. Различные скорости обтекания вызывают изменения величин лобовых сопротивлений половин крыла, вследствие чего возникает демпфирующий момент рыскания крыла $M_{y\omega y}$.

Демпфирующие моменты крена и рыскания всегда направлены в сторону, противоположную вращению самолета относительно осей *OX* и *OY*. Такое направление демпфирующих моментов вызывает уменьшение колебаний в процессе возмущенного движения самолета, а значит ускоряет процесс восстановления бокового равновесия.

11.3. Боковая управляемость

Боковая управляемость - это способность самолета создавать углы крена и скольжения при отклонении элеронов и руля направления. Боковая управляемость включает в себя поперечную и путевую управляемости.

Поперечная управляемость - это способность самолета изменять углы крена при отклонении элеронов.

Путевая управляемость - это способность самолета изменять углы скольжения при отклонения руля направления.

Для придания самолету вращения относительно какой-либо оси, необходимо нарушить балансировку моментов сил относительно этой оси. В результате появляется избыточный момент, под действием которого самолет приобретает угловое ускорение относительно оси.

Сначала рассмотрим поперечную управляемость самолета и возникновение моментов крена при отклонении элеронов. Пусть самолет находится в состоянии поперечного равновесия. При отклонении штурвала, например, влево левый элерон поднимается, подъемная сила полукрыла уменьшается на величину $Y_{Э2}$, правый элерон опускается, подъемная сила правого полукрыла $У_1$ увеличивается на величину $Y_{Э2}$.

Вследствие такого изменения величины подъемных сил возникает поперечный (кренящий) момент, под действием которого самолет кренится на левое полукрыло.

Величина кренящих моментов $M_{xЭ}$ на каждом самолете определяется углом отклонения элеронов $\delta_Э$, скоростью полета (число *M*), углом атаки и плотностью воздуха. При больших углах отклонения элеронов и на большой скорости полета, при малых углах атаки и с повышением плотности воздуха величина кренящих моментов, вызванных отклонением элеронов, большая. С поднятием на высоту величина кренящих моментов, вызванных отклонением элеронов, вследствие уменьшения плотности воздуха, уменьшается.

На больших углах атаки, особенно у самолетов со стреловидным крылом, эффективность элеронов уменьшается вследствие срыва потока, который начинается в концевой части крыла. Следовательно, при выполнении полетов на больших высотах, с малыми приборными скоростями (на больших α) эффективность элеронов недостаточна. Об этом необходимо помнить, особенно

при полете в турбулентной атмосфере, где приходится устранять углы крена, возникающие вследствие порывов ветра.

Теперь рассмотрим путевую управляемость самолета. При отклонении руля направления возникает боковая сила $Z_Н$ вертикального оперения, которая относительно нормальной оси OY создает момент рыскания $M_{yН} = Z_Н\text{-}X_{ВО}$. Под его воздействием самолет вращается в сторону отклонения руля, создавая угол скольжения на противоположное полукрыло. Величина момента рыскания, созданного боковой силой вертикального оперения $Z_Н$, зависит от угла отклонения руля направления, скорости пота и плотности воздуха. При большем угле отклонения руля направления $\delta_Н$, больших скоростях полета и плотности воздуха момент рыскания вертикального оперения увеличивается, и самолет с большей угловой скоростью вращается вокруг вертикальной оси, создавая или устраняя угол скольжения. Равновесие при новом угле скольжения обеспечивается благодаря путевой устойчивости самолета. С поднятием на высоту плотность воздуха уменьшается, и эффективность руля направления также уменьшается. При полете на больших углах атаки путевая управляемость самолета несколько уменьшается.

11.4. Обратная реакция по крену

При больших значениях числа M у самолетов со стреловидным крылом наблюдается обратная реакция по крену на отклонение руля направления (рис. 11.6). Рассмотрим поведение самолета со стреловидным крылом при отклонении руля направления на малых и больших (близких к $M_{кр}$) значениях числа M. При отклонении руля направления, например, вправо вертикальное оперение создает боковую силу $Z_н$, направленную влево. Под действием момента этой силы относительно вертикальной оси самолет разворачивается в сторону отклоненного руля (вправо), создавая угол скольжения на левое полукрыло. Поэтому угол стреловидности левого полукрыла уменьшается, а правого увеличивается. В результате эффективная составляющая скорость V_1 левого полукрыла и его подъемная сила увеличиваются, а правого полукрыла - уменьшаются. Из-за разности подъемных сил возникает кренящий момент самолета на правое «полукрыло».

Таким образом, при отклонении руля направления на малых числах M, самолет вследствие скольжения кренится на то полукрыло, в сторону которого отклоняется руль, т.е. при скольжении на левое полукрыло самолет кренится на правое и наоборот. Данную реакцию на отклонение руля направления самолет будет иметь, если он устойчив в поперечном отношении. Такое движение принято называть прямой реакцией самолета по крену на отклонение руля направления.

При полете на числах $M > 0{,}88$ наблюдается обратная реакция самолета по крену на отклонение руля направления.

Если в полете на числах M, больших критического, отклонить руль вправо, то в этом случае появится скольжение на левое полукрыло — точно так же,

как и при малых числах M. Эффективная стреловидность и $M_{кр}$ левого полукрыла уменьшается, а правого - увеличивается.

Так как полет происходит на числах M, близких к $M_{кр}$, то левое полукрыло при определенном угле скольжения может оказаться на числе M, большем $M_{кр}$. На этом полукрыле возникнут сверхзвуковые зоны и скачки давления под крылом, в результате которых его подъемная сила резко уменьшается. Увеличение эффективной стреловидности правого полукрыла вызовет увеличение его $M_{кр}$, поэтому правое полукрыло будет работать на закритических числах M и сверхзвуковых зон под крылом не будет. Уменьшение подъемной силы левого полукрыла вызовет крен самолета влево. Таким образом, при отклонении руля направления вправо самолет кренится на левое полукрыло и наоборот. Это и есть обратная реакция самолета по крену на отклонение руля направления.

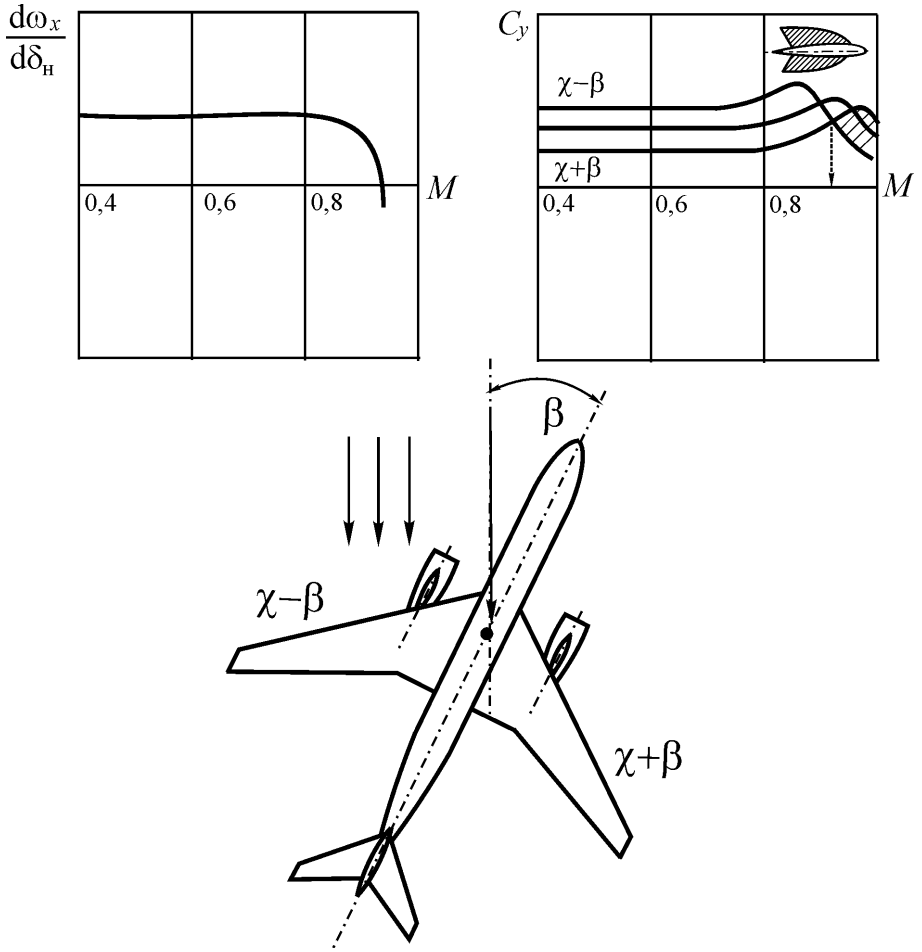


Рис. 11.6. Реакция по крену на отклонение руля направления

Следует подчеркнуть, что чем больше угол отклонения руля направления, тем больший появится угол скольжения. Эффективная стреловидность правого и левого полукрыльев изменяется значительно, поэтому из-за уменьшения $M_{кр}$ левого полукрыла и увеличения $M_{кр}$ правого полукрыла самолет кренится влево.

СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ

1.Гарбузов В.М., Ермаков А.Л., Кубланов М.С., Ципенко В.Г. Аэромеханика .-М.: Транспорт, 2000.

2. Динамика полета транспортных летательных аппаратов. Под ред. Жукова А.Я.- М.: Транспорт, 1996.

3. Ципенко В.Г., Ефимова М.Г. Основы аэродинамики и летно-технические характеристики воздушных судов. Часть 1. Основы аэродинамики. Учебное пособие. – М.: МГТУГА, 2009.

4. Ципенко В.Г., Ефимова М.Г. Основы аэродинамики и летно-технические характеристики воздушных судов. Часть 11. Динамика полета. Учебное пособие. – М.: МГТУГА, 2010.

3. Бехтир В.П., Ефимова М.Г., Стариков Ю.Н., Ципенко В.Г. Динамика полета самолета Ту204-120.: Учебное пособие, часть 1. – М.: МГТУГА, 2006.

4. Бехтир В.П., Ефимова М.Г., Стариков Ю.Н., Ципенко В.Г. Динамика полета самолета Ту204-120.: Учебное пособие, часть 2. – М.: МГТУГА, 2008.