

**ФЕДЕРАЛЬНОЕ АГЕНТСТВО ВОЗДУШНОГО ТРАНСПОРТА
ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ БЮДЖЕТНОЕ
ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ
«УЛЬЯНОВСКИЙ ИНСТИТУТ ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ
ИМЕНИ ГЛАВНОГО МАРШАЛА АВИАЦИИ Б. П. БУГАЕВА»**

**АЭРОДИНАМИКА САМОЛЕТОВ
ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ**

УЧЕБНОЕ ПОСОБИЕ

*Рекомендовано
редакционно-издательским советом института*

Ульяновск 2021

УДК 533.6 (075.8)

ББК О53-011я7

А99

Аэродинамика самолетов гражданской авиации : учебное пособие / составители : Е. Н. Коврижных, А. Н. Мирошин. – Ульяновск : УИ ГА, 2021. – 147 с.

ISBN 978-5-7514-0299-0

Изложены теоретические основы аэродинамики и динамики полета самолетов гражданской авиации. Рассмотрены основные понятия движущейся среды, возникновение аэродинамических сил, аэродинамические и летные характеристики самолета, основные этапы полета, характеристики устойчивости и управляемости, влияние на них эксплуатационных факторов.

Разработано в соответствии с основной образовательной программой направления подготовки 25.05.05 Эксплуатация воздушных судов и организация воздушного движения, специализации 25.05.05_02 – Организация воздушного движения.

Рекомендовано обучающимся данной специализации.

УДК 533.6 (075.8)

ББК О53-011я7

ISBN 978-5-7514-0299-0

© ФГБОУ ВО «Ульяновский институт гражданской авиации имени Главного маршала авиации Б. П. Бугаева», 2021

ОГЛАВЛЕНИЕ

1. Основные понятия и уравнения аэродинамики	5
1.1. Строение атмосферы	5
1.2. Основные параметры воздуха	6
1.3. Международная стандартная атмосфера (МСА)	8
1.4. Основные физические свойства воздуха	8
1.5. Основные уравнения аэродинамики	9
1.6. Принцип измерения скорости полета самолета.....	16
Вопросы для самоконтроля.....	17
2. Аэродинамика несущих поверхностей	18
2.1. Аэродинамические силы, возникающие	18
при обтекании тел воздухом.....	18
2.2. Возникновение полной аэродинамической силы	20
2.3. Составляющие полной аэродинамической силы.....	22
2.4. Геометрические и аэродинамические характеристики крыла	23
2.5. Характеристики профиля крыла	23
2.6. Формы крыла самолета	26
2.7. Распределение давления по крылу.....	29
2.8. Аэродинамические силы крыла и их коэффициенты	32
2.9. Подъемная сила крыла Y_a . Коэффициент подъемной силы	33
2.10. Лобовое сопротивление крыла X_a . Коэффициент	
лобового сопротивления	36
2.11. Аэродинамическое качество крыла	39
2.12. Поляра крыла.....	40
2.13. Механизация крыла	42
2.14. Работа скользящего крыла	46
2.15. Угол установки крыла	47
Вопросы для самоконтроля.....	48
3. Аэродинамические характеристики современных воздушных судов.....	48
3.1. Угол атаки самолета	48
3.2. Угол тангажа самолета	49
3.3. Аэродинамические силы самолета.....	49
3.4. Аэродинамическая интерференция частей самолета	50
3.5. Продувка модели самолета в аэродинамической трубе	51
3.6. Поляра самолета.....	52
3.7. Аэродинамическое качество самолета	53
3.8. Влияние скольжения самолета на подъемную силу (Y_a)	
и аэродинамическое качество (K)	53

3.9. Основы аэродинамики больших скоростей	54
Вопросы для самоконтроля.....	69
4. Силовые установки воздушных судов.....	70
Вопросы для самоконтроля.....	79
5. Основные аэродинамические и летные характеристики воздушных судов на различных этапах полета	79
5.1. Горизонтальный полет самолета	79
5.2. Схема сил в наборе высоты. Уравнения движения. P_n , V_n и N_n для набора высоты	90
5.3. Схема сил на снижении (планировании). Уравнения движения. $P_{сн}$, $V_{сн}$ и $N_{сн}$ для снижения	95
5.4. Дальность и продолжительность полета	99
5.5. Взлет самолета	102
5.6. Траектория движения самолета на посадке и основные участки посадки.....	108
Вопросы для самоконтроля.....	111
6. Виражи и развороты самолета.....	113
6.1. Понятие о криволинейном полете и виды виражей	113
6.2. Силы, действующие на самолет при развороте	114
Вопросы для самоконтроля.....	117
7. Понятие об устойчивости и управляемости самолета	117
7.1. Центровка самолета	117
7.2. Продольное равновесие самолета	118
7.3. Продольная устойчивость самолета.....	119
7.4. Продольная управляемость самолета	123
7.5. Боковая устойчивость и управляемость самолета.....	124
Вопросы для самоконтроля.....	131
8. Особенности аэродинамики и динамики полета в особых условиях и особых случаях полета.....	131
8.1. Особенности полета в условиях турбулентности.....	131
8.2. Особенности полета самолета при обледенении.....	138
8.3. Полет при несимметричной тяге	140
Вопросы для самоконтроля.....	144
Рекомендуемая литература	145
Библиографический список	145

1. ОСНОВНЫЕ ПОНЯТИЯ И УРАВНЕНИЯ АЭРОДИНАМИКИ

Аэродинамикой называется наука о законах движения воздуха, а также о силах, возникающих при обтекании тел воздухом.

Задачи аэродинамики:

- 1) изучить движение твердого тела в газообразной среде;
- 2) изучить движение газов в пространстве, ограниченном со всех сторон стенками.

1.1. Строение атмосферы

Газовая оболочка, окружающая Землю, называется атмосферой. Атмосфера состоит из четырех основных слоев (сфер): тропосферы, стратосферы, ионосферы и сферы рассеяния (рис. 1).

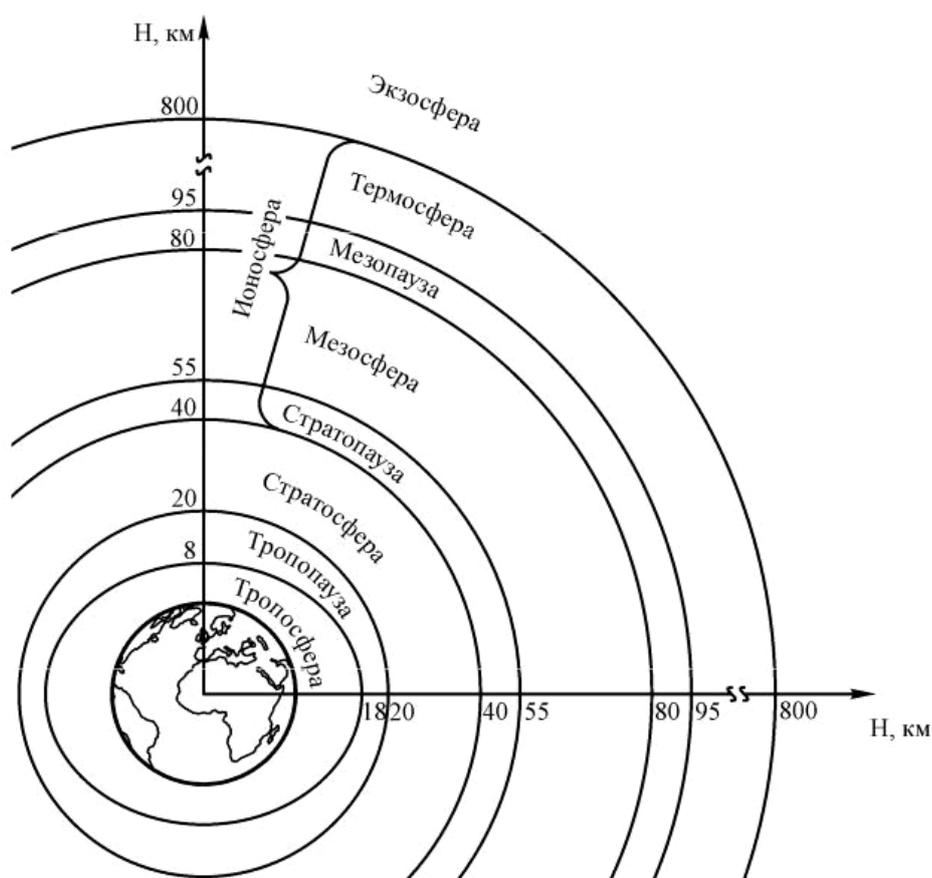


Рис. 1. Схема строения атмосферы

Нижней границей атмосферы является поверхность земли. Верхняя граница атмосферы точно не установлена и условно считается 1000–1300 км.

Тропосфера – часть атмосферы, непосредственно прилегающая к поверхности земли. Высота тропосферы у полюсов 7–10 км, у экватора 16–18 км. В средних широтах высота тропосферы 11 км. В тропосфере сосредоточено 79 % всей массы атмосферы. У земли в 1 см³ воздуха содержится $2,6 \cdot 10^{19}$ молекул.

Характерными свойствами тропосферы являются:

- постоянное перемешивание воздуха вследствие разницы температур по высотам;

- наличие явлений, обуславливающих погоду (изменение атмосферного давления, конденсация паров и возникновение ветров, гроз, облачности, осадков).

Стратосфера – следующий по высоте за тропосферой слой воздуха. Верхняя граница стратосферы лежит на высоте 80–90 км. В ней сосредоточено 20 % всей массы атмосферы. Наблюдается присутствие озона (O₃), который поглощает ультрафиолетовые солнечные лучи.

Основные свойства стратосферы:

- постоянная температура до высоты 30 км (–56,5 °C);

- отсутствие облачности, а следовательно, и осадков;

- нет вертикальных перемещений воздуха;

- ветры имеют постоянную скорость и направление.

Ионосфера – слой атмосферы, расположенный выше стратосферы до высоты 800 км. В ней находится меньше 1 % массы атмосферы. Ионосфера названа так потому, что состоит из нескольких сильно ионизированных слоев, образованных под действием космического излучения. Ионосфера отражает радиоволны, и это свойство используется для обеспечения дальней радиосвязи. На высоте 100 км температура проходит через ноль, а затем растет, и на высоте 200 км она достигает 600 °C вследствие действия солнечного и космического излучений.

Сфера рассеяния – самый верхний слой атмосферы, расположенный выше 800 км. В этом слое воздух сильно разрежен. В 1 см³ воздуха содержится 100 молекул. Скорость частиц велика, они двигаются, почти не сталкиваясь, и могут выходить из поля земного притяжения в межпланетное пространство.

1.2. Основные параметры воздуха

Состояние неподвижного воздуха определяется его параметрами: давлением, температурой и плотностью.

Давлением воздуха называется сила, действующая на единицу площади поверхности по нормали к ней. Воздух обладает весом, поэтому его вышележащие слои оказывают давление на нижележащие. Кроме того, молекулы воздуха находятся непрерывно в хаотическом движении, и, ударяясь друг о друга или об оболочку, создают то же давление.

Давление, вызываемое весом вышележащих слоев воздуха и ударами движущихся молекул, называют атмосферным давлением. Оно обозначается как P . Единицы измерения давления в системе МК ГСС – кгс/м², в системе СИ – Н/м², что то же самое, – Па, существует также единица измерения – бар, 1 бар = 10⁵ Па.

Давление воздуха, равное 1 кгс/см² (735,6 мм рт. ст.) называется технической атмосферой. С подъемом на высоту давление уменьшается приблизительно на 10 мм рт. ст. после каждых 100 м высоты. Давление воздуха, равное 1,033 кгс/см² (760 мм рт. ст.) называется физической атмосферой.

В аэродинамике принято температуру воздуха измерять в градусах Цельсия (t °С) или в градусах Кельвина (T К = t °С + 273°). С подъемом на высоту температура воздуха уменьшается примерно на 6,5 °С после каждых 1000 м.

Плотность воздуха характеризуется весом или массой единицы его объема. Различают весовую плотность (удельный вес) и массовую плотность.

Удельным весом воздуха называется вес единицы его объема:

$$\gamma = \frac{G}{W}, \text{ кгс/м}^3,$$

где G – вес, кгс; W – объем, м³.

Массовой плотностью воздуха называется его масса, заключенная в единице объема:

$$\rho = \frac{m}{W}, \text{ кгс}\cdot\text{с}^2/\text{м}^4 \text{ (МК ГСС) или кг/м}^3 \text{ (СИ)},$$

где m – масса, кгс·с²/м (МКГСС) или кг (СИ); W – объем, м³.

С подъемом на высоту массовая плотность воздуха уменьшается и может быть определена по формуле

$$\rho_H = \frac{\rho_0(20 - H)}{(20 - H)},$$

где ρ_H – плотность на высоте кг/м³; ρ_0 – плотность у земли кг/м³; H – высота, км.

Взаимосвязь параметров воздуха выражается уравнением состояния:

$$\frac{P}{\rho} = RT, \quad (1.1)$$

где P – давление, Н/м²; ρ – плотность кг/м³; T – абсолютная температура, К; R – удельная газовая постоянная для воздуха 287,14 Дж/кг·град.

1.3. Международная стандартная атмосфера (МСА)

Чтобы иметь возможность сравнивать летные характеристики самолетов, испытанных в различных атмосферных условиях и земных широтах, введено понятие о *международной стандартной атмосфере* (МСА).

МСА называется принятая всеми странами мира таблица измерений основных параметров воздуха – температуры, давления и плотности при изменении высоты полета. Данные МСА примерно соответствуют среднегодовым параметрам воздуха в средних широтах земного шара (табл. 1).

Таблица 1

**Значения температуры, давления и плотности
в стандартной атмосфере для некоторых высот**

h , м	T , К	p , гПа	ρ , кг/м ³
-2000	301,154	1277,83	1,47816
-1000	294,651	1139,31	1,34702
0	288,150	1013,25	1,22500
1000	281,651	898,76	1,11166
3000	268,659	701,21	0,90925
5000	255,676	540,48	0,73642
10 000	223,252	264,99	0,41351
20 000	216,650	55,29	0,08890
30 000	226,509	11,97	0,01841

1.4. Основные физические свойства воздуха

Возникновение сил при полете самолета обусловлено физическими свойствами воздуха. Основные из них: инертность, вязкость, сжимаемость.

Инертность – свойство воздуха сопротивляться воздействию внешних сил. Мерой инертности является его масса. Чем больше плотность воздуха, тем больше инертность.

Вязкость – способность газа сопротивляться взаимному сдвигу частиц. Вязкость воздуха обуславливается обменом молекул между слоями. Молекулы слоя, имеющие меньшую скорость, попадая в слой, у которого скорость движения больше, замедляют движение, и наоборот.

Сжимаемость – свойство воздуха изменять свой объем и плотность при изменении давления. Жидкости и твердые тела практически несжимаемы, так как их молекулы находятся на малом расстоянии одна от другой.

1.5. Основные уравнения аэродинамики

Движение некоторой массы воздуха называется потоком. В аэродинамике рассматривают движение потока установившееся и неустойчивое.

Движение называется *установившимся*, если величина и направление скорости, давление, плотность и температура воздуха в каждой точке потока (А, Б, В, Г) не изменяются с течением времени (рис. 2). Если в точках потока (А, Б, В, Г) с течением времени параметры воздуха изменяются, то такое движение воздуха будет неустойчивым.

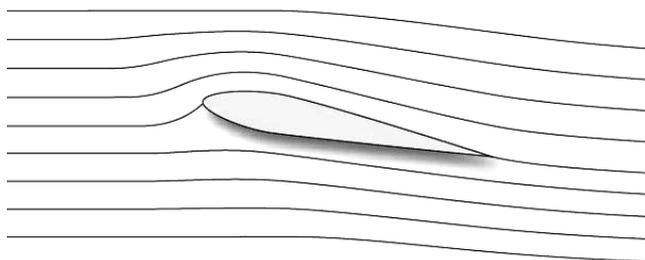


Рис. 2. Поток воздуха, обтекающий крыло

Если в установившемся потоке изобразить траектории движения частиц и некоторое их количество объединить замкнутым контуром S , то получим стружку воздуха. Воздух движется только вдоль стружки, и нет утечки его или пополнения извне.

Движение воздуха в потоке может происходить в двух режимах: ламинарном и турбулентном (рис. 3).

Если в потоке частицы воздуха движутся только вдоль оси потока, то такое течение воздуха называется слоистым или *ламинарным*.

Если частицы воздуха, кроме поступательной скорости, имеют еще быстро меняющиеся скорости, перпендикулярные к оси потока, то такое движение называют вихревым или *турбулентным*.

Пограничный слой. При движении тела (крыла самолета) частицы воздуха, соприкасающиеся с телом, прилипают к нему, приобретая скорость тела.

Вышележащие частицы из-за проявления свойства вязкости воздуха будут увлекаться телом.

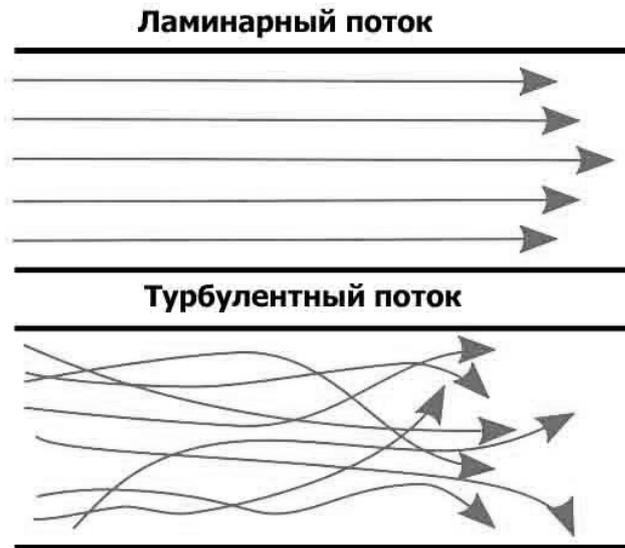


Рис. 3. Ламинарное и турбулентное течение

Если обдувать воздушным потоком тело, то частицы воздуха, прилегающие непосредственно к телу, затормаживаются, их скорость становится равной нулю. По мере удаления от поверхности тела скорость частиц постепенно увеличивается, а на каком-то удалении от поверхности тела их скорость становится равной скорости потока перед телом. Слой воздуха, прилегающий к поверхности тела, в котором скорости частиц заторможены силами внутреннего трения, называется пограничным слоем.

Пограничный слой может быть ламинарным (ЛПС), турбулентным (ТПС) или смешанным (рис. 4).

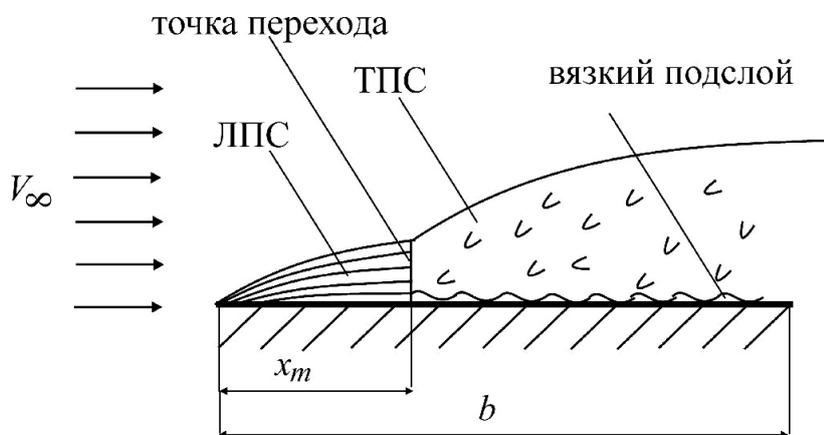


Рис. 4. Ламинарный и турбулентный пограничный слой

Рассмотрим принцип обратимости движения в аэродинамике. Этот принцип заключается в том, что силы, действующие на самолет, не зависят от того, рассматривается ли движение самолета в среде, или наоборот, воздушный поток набегаёт с той же скоростью на самолет.

На этом принципе основано испытание моделей в аэродинамических трубах, где модели закрепляются неподвижно, а поток воздуха, созданный искусственно, обдувает модель.

1.5.1. Уравнение неразрывности

Уравнение неразрывности основано на законе сохранения материи. Оно гласит: при установившемся движении газа через любое поперечное сечение данной струйки за одну секунду проходит одна и та же масса газа. Если рассмотреть движение струйки, изображенной на рисунке, то через ее сечение 1 за 1 с проходит масса воздуха m_1 , а через сечение 2 за то же время должна пройти масса воздуха m_2 , равная m_1 .

$$m_1 = m_2 = \text{const},$$

$$m_1 = F_1 v_1 \rho_1,$$

$$m_2 = F_2 v_2 \rho_2,$$

$$F_1 v_1 \rho_1 = F_2 v_2 \rho_2,$$

$$F v \rho = \text{const}.$$

Это выражение называется уравнением неразрывности или уравнение постоянства расхода (рис. 5).

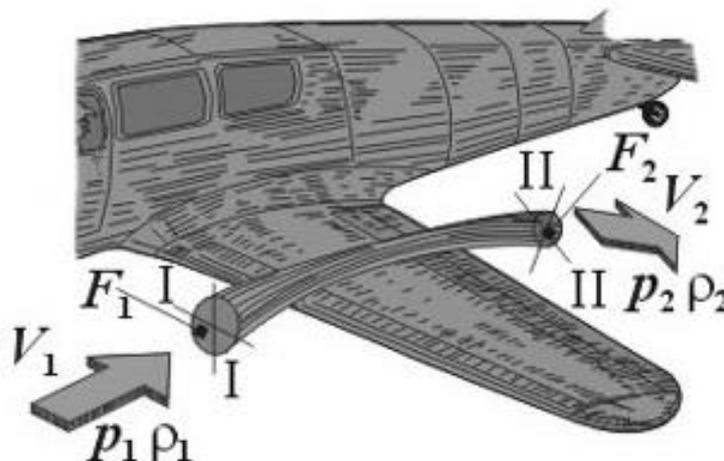


Рис. 5. К объяснению уравнения неразрывности

Если скорость течения воздуха мала, то можно считать, что плотность воздуха не изменяется, следовательно,

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

или

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

т. е. скорость воздуха обратно пропорциональна площади сечения струйки.

Это значит, что в узком сечении струйки скорость течения больше, а в широком сечении – меньше.

1.5.2. Статическое давление в потоке и скоростной напор

Всякое тело, погруженное в воздух, испытывает со стороны последнего давление, которое называется *статическим*. Воздух, сжатый в баллоне, способен производить работу. Потенциальная энергия воздуха пропорциональна статическому давлению.

Если дать возможность перетекать воздуху, то давление в баллоне начнет уменьшаться.

Когда воздух находится в движении, то часть его потенциальной энергии переходит в кинетическую, которая проявляется в скоростном напоре.

Из физики известно, что

$$E_{кин} = \frac{mV^2}{2} \text{ (Н·м)}.$$

Поскольку масса одного кубического метра воздуха равна его массовой плотности ρ , то, заменив m на массовую плотность ρ , получим величину скоростного напора:

$$q = \frac{\rho V^2}{2}.$$

1.5.3. Уравнение Бернулли

Закон Бернулли (его еще называют законом сохранения энергии) устанавливает зависимость между давлением и скоростью в любой точке установившегося потока. Сущность этого закона состоит в том, что энергия не исчезает бесследно и не возникает из ничего, а может только переходить из одного вида

в другой. Уравнение впервые было опубликовано Д. Бернулли в 1738 г. в труде «Гидродинамика», оно является одним из основных уравнений аэродинамики.

Для изучения этого закона представим себе струйку воздуха переменного сечения (рис. 6). В случае установившегося движения через все сечения струйки будет протекать одна и та же масса воздуха, т. е. $m_1 = m_2 = \text{const}$. В установившемся потоке молекулы воздуха имеют два вида движений: тепловое (беспорядочное) и поступательное в направлении потока. В результате теплового движения молекул возникает статическое давление $P = \rho RT$. Поступательное движение молекул определяется скоростью потока в каждом сечении струйки. В результате этого движения воздушный поток обладает некоторым запасом кинетической энергии. Кинетическая энергия потока прямо пропорциональна плотности воздуха и квадрату скорости. В аэродинамике она получила название динамического давления (скоростного напора), которое выражается формулой

$$q = \frac{\rho V^2}{2} \text{ (Н/м}^2\text{)}.$$

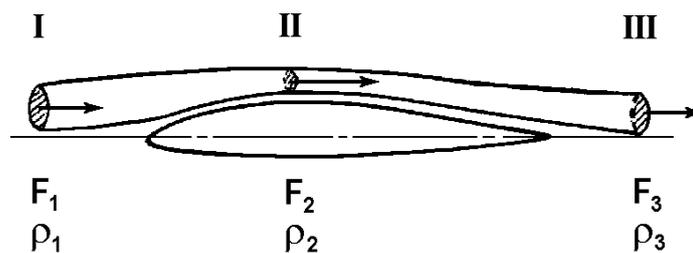


Рис. 6. Струйка переменного сечения

На основании закона сохранения энергии в изолированной струйке сумма статического и динамического давлений есть величина постоянная, т. е.

$$P + \frac{\rho V^2}{2} = \text{const.} \quad (1.2)$$

Это уравнение устанавливает связь между статическим давлением и скоростью в струйке и носит название уравнения Бернулли (для малых чисел M). Из уравнения Бернулли видно, что увеличение скорости потока и его кинетической энергии возможно только вследствие уменьшения статического давления. Разделив все члены уравнения (1.2) на ρ , получим другое выражение для уравнения Бернулли:

$$\frac{P}{\rho} + \frac{V^2}{2} = \text{const.} \quad (1.3)$$

Уравнения (1.2) и (1.3) справедливы только для чисел $M < 0,4$, когда можно считать, что при изменении сечения струйки воздух практически несжимаем, а значит его плотность, температура и внутренняя энергия не изменяются.

Если течение воздуха происходит при числах $M > 0,4$, то при изменении сечения изолированной струйки воздух адиабатически сжимается, и его плотность, температура и внутренняя энергия изменяются. Поэтому связь между давлением и скоростью выражается более точной формулой

$$\frac{k}{k-1} \cdot \frac{P}{\rho} + \frac{V^2}{2} = \text{const} . \quad (1.4)$$

где $k = 1,4$ – показатель адиабаты для воздуха.

Первое слагаемое в уравнении (1.4) выражает сумму потенциальной энергии давления и внутренней (тепловой) энергии воздуха. Второе слагаемое выражает кинетическую энергию. Обобщив вышесказанное, закон Бернулли с учетом сжимаемости воздуха можно сформулировать так: сумма потенциальной энергии давления, внутренней (тепловой) энергии и кинетической энергии воздуха вдоль струйки есть величина постоянная. Используя уравнение состояния газа (1.1) и уравнение (1.43), уравнение Бернулли можно записать в следующем виде:

$$\frac{k}{k-1} \cdot RT + \frac{V^2}{2} = \text{const} . \quad (1.5)$$

В этом виде уравнение Бернулли устанавливает связь между скоростью и температурой воздуха вдоль струйки сжимаемого потока.

Используя формулу для определения скорости звука $a^2 = kRT$, получим уравнение Бернулли, которое устанавливает связь между скоростью потока и скоростью звука в этом потоке:

$$\frac{a^2}{k-1} + \frac{V^2}{2} = \text{const} . \quad (1.6)$$

Из уравнений Бернулли (1.4), (1.5), (1.6) следует, что при ускорении воздушного потока в струйке, кинетическая энергия увеличивается, при этом воздух адиабатически расширяется, а его плотность, температура, давление и скорость звука (a) уменьшаются. И, наоборот, при торможении воздух адиабатически сжимается, его плотность, температура, давление и скорость звука в нем увеличиваются (кинетическая энергия переходит в тепловую).

Если какое-либо тело находится в воздушном потоке (рис. 7), то существует точка А, расположенная на переднем крае тела, где скорость становится равной нулю.

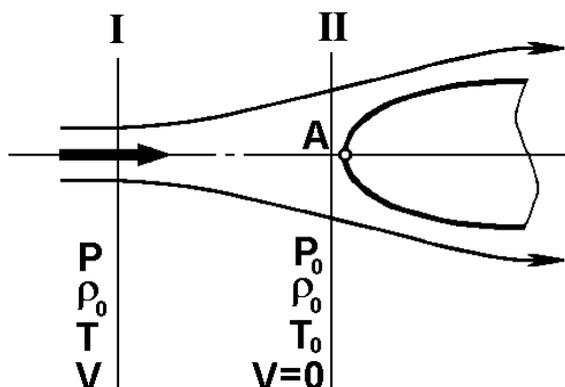


Рис. 7. Параметры торможения в точке А

Эту точку называют критической, давление в этой точке полным, а уравнение Бернулли можно записать в виде

$$P_0 = P + \frac{\rho V^2}{2}. \quad (1.7)$$

Интерес представляет формула, по которой можно определить температуру в точке торможения потока:

$$T_0 = T \left(1 + \frac{M^2}{5} \right),$$

где T – температура набегающего потока; M – число Маха.

Прирост температуры T (°C) при различных числах M в точке торможения показан в табл. 2.

Таблица 2

Прирост температуры при увеличении числа M

M	0,1	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8	0,9	1,0
$T, ^\circ\text{C}$	0,57	2,3	5,2	9,2	14,3	20,8	28,2	37,0	46,7	57,6

Из таблицы видно, что если самолет Ту-204 летит с числами $M = 0,7-0,8$, прирост температуры на передней кромке крыла и оперения достигает 28–37 °C.

1.6. Принцип измерения скорости полета самолета

Задача. Измерить скорость набегающего потока V (рис. 7). В точке A скорость $V_0 = 0$, а давление P_0 будет полным давлением; точка A – это точка торможения потока.

Составим уравнение Бернулли:

$$P + \frac{\rho V^2}{2} = P_0 + \frac{\rho V_0^2}{2}.$$

Получим

$$P_0 - P = \frac{\rho V^2}{2}.$$

Отсюда

$$V = \sqrt{\frac{2(P_0 - P)}{\rho}}.$$

Разность между полным давлением P_0 и статическим давлением P измеряется специальным устройством – приемником воздушного давления (ПВД), его схема показана на рис. 8.

Внутренняя трубка является приемником полного давления (ППД) P_0 , так как ее отверстие расположено в точке торможения. Отверстие на боковой поверхности внешней трубки является приемником статического давления P , так как эта поверхность параллельна набегающему потоку, который оказывает на нее статическое давление.

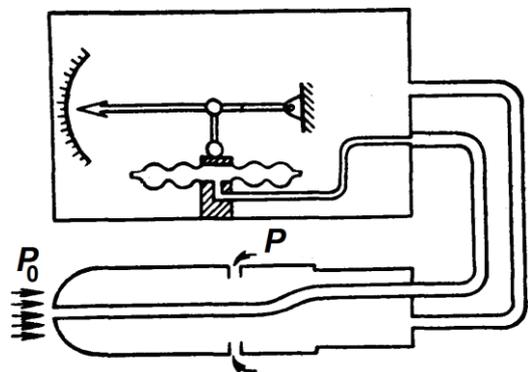


Рис. 8. Принцип измерения скорости

Под действием разности давлений ($P_0 - P$) мембранная коробка деформируется и через рычажок перемещает стрелку прибора, шкала которого проградуирована в единицах скорости. Скорость, измеренная таким образом, называется *приборной скоростью самолета*.

Градуировка указателя приборной скорости производится для условий полета у земли, т. е. при $\rho_0 = 1,225 \text{ кг/м}^3$.

С подъемом на высоту в связи с уменьшением плотности воздуха показания указателя скорости, настроенного таким образом, начинают отличаться

от *истинной скорости*, с которой самолет движется относительно воздуха. Истинная (воздушная) скорость на высоте H будет больше, чем скорость, показанная прибором. Величину поправки определим из равенства скоростных напоров:

$$\frac{\rho V_{\text{приб}}^2}{2} = \frac{\rho_H V_{\text{истин}}^2}{2},$$
$$V_{\text{истин}} = V_{\text{приб}} \sqrt{\frac{\rho_0}{\rho_H}}.$$

Величина $\sqrt{\frac{\rho_0}{\rho_H}}$ называется *высотной поправкой*.

Приборная скорость с внесенной высотной поправкой будет равна *истинной скорости самолета*.

Величину высотной поправки можно вычислить по данным таблицы стандартной атмосферы.

Вопросы для самоконтроля

1. Какое уравнение связывает параметры воздуха: давление, плотность и температуру?
2. Запишите уравнение Бернулли для несжимаемого потока, поясните связь между давлением и скоростью течения воздуха.
3. От каких параметров воздуха зависит скорость звука?
4. Дайте определение понятию «пограничный слой». Опишите два вида пограничного слоя.
5. Какой пограничный слой (ламинарный или турбулентный) более склонен к отрыву и почему?
6. Как изменяется скорость потока воздуха и давление в сужающейся трубке тока и почему?
7. Критическое число Рейнольдса, что оно характеризует?
8. Принцип измерения воздушной скорости полета самолета. Определение истинной и приборной скоростей самолета.

2. АЭРОДИНАМИКА НЕСУЩИХ ПОВЕРХНОСТЕЙ

2.1. Аэродинамические силы, возникающие при обтекании тел воздухом

Долгое время ученые рассматривали воздух как идеальную жидкость, не обладающую реальными свойствами: сжимаемостью, вязкостью и т.д. Ньютон предполагал, что при набегании на тело частицы воздуха полностью теряют свою скорость. Но опытом эта теория опровергнута. В действительности воздух течет как реальная жидкость, и частицы его огибают, обтекают тело при встрече с ним.

При рассмотрении обтекания тела струйками воздуха, подкрашенными дымом, хорошо видны траектории частиц. Изображенные траектории частиц называются *спектром обтекания* или *аэродинамическим спектром* обтекаемого тела.

Вид спектра обтекания зависит от формы тела, положения тела относительно потока и скорости потока. Структура, т.е. составные части спектра, для каждого тела одинакова.

Спектры обтекания некоторых тел показаны на рис. 9.

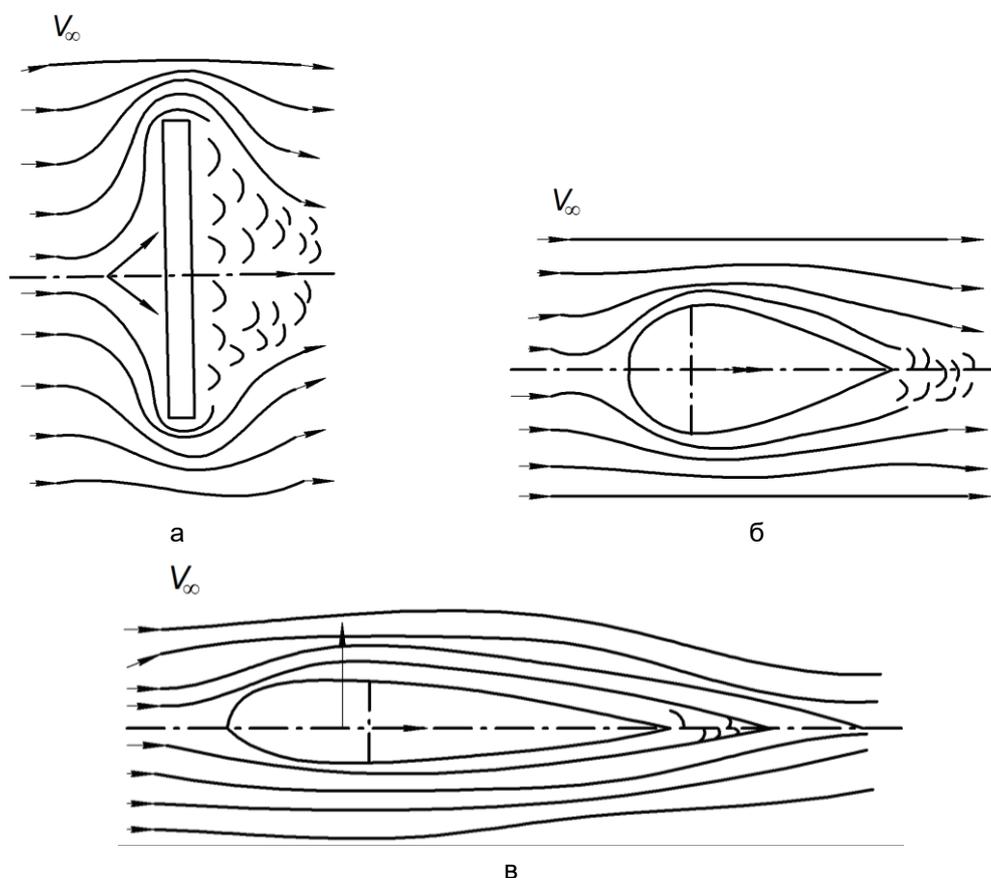


Рис. 9. Спектры обтекания:

а – плоская пластина поперек потока; б – каплеобразное тело; в – профиль крыла

Составные части аэродинамического спектра показаны на рис. 10.

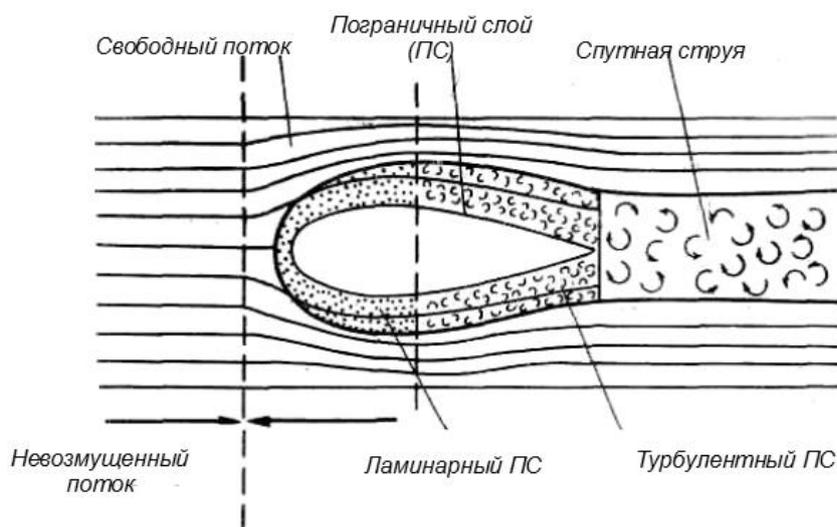


Рис. 10. Составные части спектра обтекания

Невозмущенный поток – это поток перед телом, еще неизменный присутствием тела.

Поток, измененный присутствием тела, называется возмущенным. Он, в свою очередь, делится на ряд слоев.

А. Пограничный слой – слой воздуха, непосредственно прилегающий к поверхности тела. В пограничном слое действуют силы вязкого трения, и скорость постепенно нарастает от нуля на поверхности тела до скорости внешнего потока. Толщина пограничного слоя составляет от нескольких миллиметров до нескольких сантиметров. Она зависит от скорости потока и формы тела.

В пограничном слое частицы воздуха, кроме поступательного движения, имеют вращательное движение. Если перемешивания струек по вертикали не происходит, то такой пограничный слой называется ламинарным. Если такое перемешивание происходит, то такой пограничный слой называется турбулентным.

В турбулентном пограничном слое силы внутреннего трения проявляются больше, чем в ламинарном. Поэтому для преодоления сил трения при турбулентном обтекании самолета затрачивается большая мощность силовых установок. Стекая с крыла, пограничный слой образует *спутную струю*, представляющую собой сильно завихренную массу воздуха

Б. Выше пограничного слоя располагается *свободный поток*, в котором скорости по нормали постоянны. В свободном потоке трение не проявляется.

2.2. Возникновение полной аэродинамической силы

Обтекание симметричного тела потоком, направление скорости которого параллельно оси симметрии тела, называется симметричным обтеканием (рис. 11).

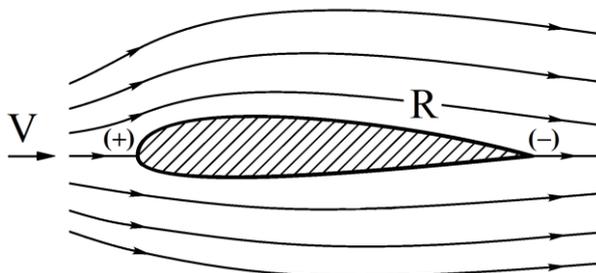


Рис. 11. Симметричное обтекание

Несимметричным обтеканием тела называется обтекание несимметричного тела или обтекание симметричного тела, вектор скорости которого не параллелен оси симметрии тела (рис.12).

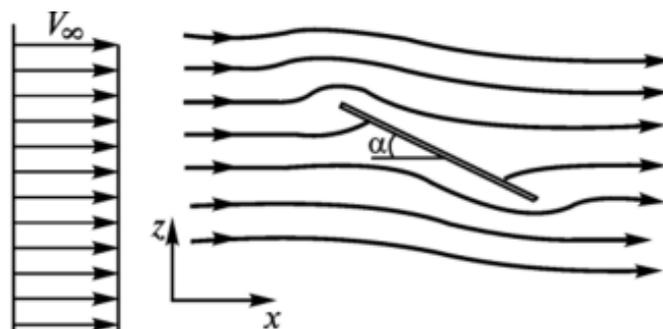


Рис. 12. Несимметричное обтекание

Рассмотрим обтекание плоской пластины, поставленной перпендикулярно оси потока (рис. 13).

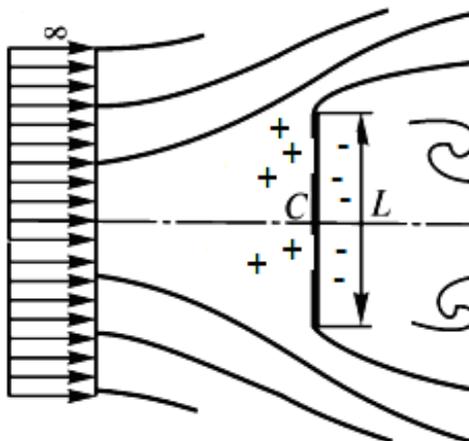


Рис. 13. Симметричное обтекание плоской пластины

При симметричном обтекании перед телом (перед пластиной) будет торможение потока, и, следовательно, повышение давления. За пластиной давление будет пониженное. Кроме того, будут действовать силы трения в пограничном слое. Результирующая этих сил называется силой лобового сопротивления (X_a). Она будет приложена в центре пластины и направлена по потоку. Величина силы лобового сопротивления определяется по формуле основного закона сопротивления воздуха, установленного Ньютоном:

$$X_a = C_{xa} \frac{\rho V^2}{2} S.$$

Аэродинамический коэффициент C_{xa} силы лобового сопротивления определяется опытным путем. Он зависит от состояния поверхности тела, положения тела относительно потока, формы и удлинения тела. Значения коэффициентов C_{xa} для некоторых тел показано на рис. 14.

наименование тела	форма тела	площадь наибольшего поперечного сечения	коэффициент C_x
плоская квадратная пластина		A^2	1,28
парашют		$\frac{\pi D^2}{4}$	1,28
полое полушарие		$\frac{\pi D^2}{4}$	1,42
плоская круглая пластина		$\frac{\pi D^2}{4}$	1,16
круглый высокий цилиндр		DH	0,80
полое полушарие		$\frac{\pi D^2}{4}$	0,36
шар		$\frac{\pi D^2}{4}$	0,20
тела вращения (удобообтекаемые)		$\frac{\pi D_{наиб}^2}{4}$	0,06 0,072 0,054 0,05

Рис. 14. Коэффициенты лобового сопротивления для некоторых тел

При несимметричном обтекании профиля крыла (рис. 15) перед ним будет торможение потока и, следовательно, повышение давления. За профилем давление пониженное. Понижение давления будет больше у переднего ребра. Будут действовать и силы трения в пограничном слое. Все эти силы образуют *полную аэродинамическую* силу. Ее величина определяется по основной формуле сопротивления воздуха

$$R_a = C_R \frac{\rho V^2}{2} S.$$

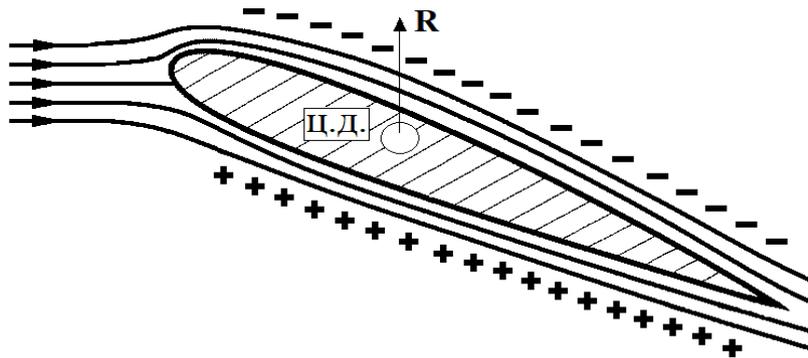


Рис. 15. Несимметричное обтекание

Сила R будет приложена ближе к переднему концу и отклонена несколько назад от перпендикуляра к поверхности вследствие влияния сил трения.

2.3. Составляющие полной аэродинамической силы

Угол, заключенный между плоскостью пластины и направлением набегающего потока, называется углом атаки (рис. 16).

При изменении угла атаки картина обтекания изменится, что приведет к перераспределению давлений на пластине. Вследствие этого величина и направление силы R также будут меняться.

В аэродинамике силу R принято раскладывать на две составляющие: X_a и Y_a .

Сила Y_a называется *подъемной силой*. Она направлена перпендикулярно потоку. Определяется по формуле

$$Y_a = C_{ya} \frac{\rho V^2}{2} S,$$

где C_{ya} – аэродинамический коэффициент, зависящий от формы тела и угла атаки.

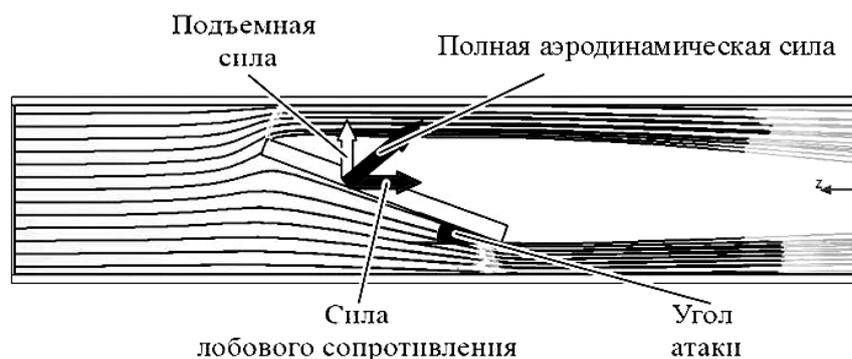


Рис. 16. Полная аэродинамическая сила R и ее составляющие

Сила X_a называется *силой лобового сопротивления*. Она направлена по потоку и будет тормозить движение пластины. Определяется по формуле

$$X_a = C_{xa} \frac{\rho V^2}{2} S,$$

где C_{xa} – аэродинамический коэффициент, зависящий от формы тела, состояния поверхности тела и угла атаки.

Рассмотренный принцип создания подъемной силы называется аэродинамическим. Кроме аэродинамического принципа, существуют иные принципы создания подъемной силы: аэростатический и реактивный.

2.4. Геометрические и аэродинамические характеристики крыла

Крыло самолета предназначено для создания подъемной силы, поддерживающей самолет в воздухе.

Геометрическими характеристиками крыла являются:

- форма профиля;
- форма крыла в плане;
- вид крыла спереди;
- угол установки крыла.

2.5. Характеристики профиля крыла

Профилем крыла называется форма его поперечного сечения. Симметричные профили с закругленным носком и заостренные на задней кромке называются профилями Жуковского. Дугообразные (изогнутые) профили с утолщенной передней и заостренной задней кромками называются профилями Чаплыгина.

Профили с заостренной передней кромкой называются профилями Циолковского.

Рассмотрим формы профилей крыла. Профили могут быть симметричные и несимметричные. Несимметричные, в свою очередь, бывают двояковыпуклые, плосковыпуклые, вогнуто-выпуклые и *S*-образные (рис. 17).

Симметричный двояковыпуклый профиль применяется для хвостового оперения.

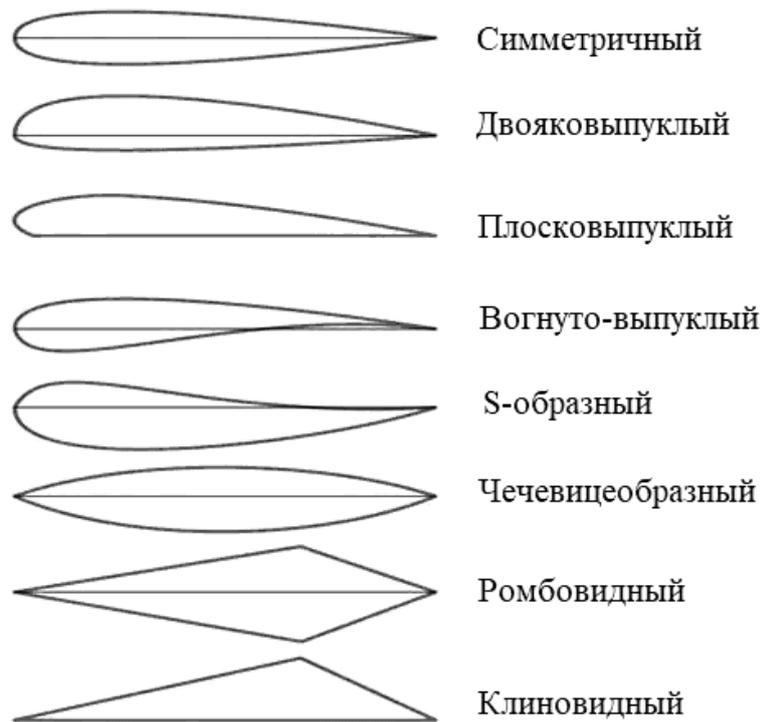


Рис. 17. Формы профилей крыла

Несимметричные профили применяются:

- двояковыпуклый – для крыла;
- плосковыпуклый – для лопастей воздушного винта;
- вогнуто-выпуклый – для лопаток турбин;
- *S*-образный – для лопаток турбин и осевых компрессоров.

Профили Циолковского – чечевицеобразный, ромбовидный, клиновидный применяются для высокоскоростных самолетов:

Профили характеризуются основными параметрами: длиной и положением хорды, формой средней линии, максимальной и относительной толщиной, максимальной и относительной кривизной.

Хордой профиля крыла называется отрезок прямой, соединяющий крайние точки передней и задней части профиля (рис. 18). Длина хорды обозначается b .

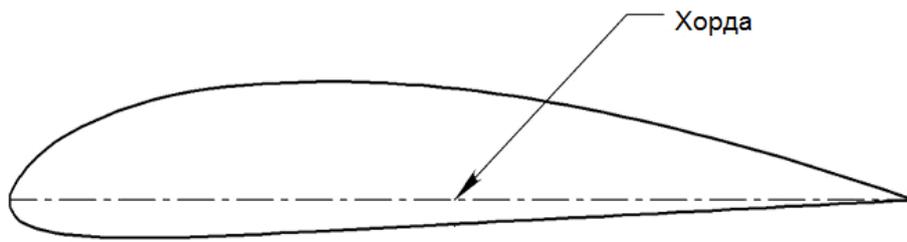


Рис. 18. Хорда профиля

Толщиной профиля c называется длина отрезка прямой, соединяющей противоположные точки на верхней и нижней границах профиля.

Относительной толщиной профиля \bar{c} называется отношение максимальной толщины профиля c_{\max} к длине хорды, выраженное в процентах:

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

Профили называются тонкими, если \bar{c} имеет значение менее 8 %, средние – если $\bar{c} = 8-12$ %, толстые – если \bar{c} больше 12 %.

Тонкие профили применяют для скоростных самолетов. Для транспортных самолетов, например, Ан-26 относительная толщина профиля $\bar{c} = 12$ %, Ан-2 – $\bar{c} = 14$ %.

Положение максимальной толщины профиля X_c (рис. 19) относительно носка профиля выражается в долях длины хорды. Профили, у которых $X_c \geq 0,4b$, называются ламинаризованными.

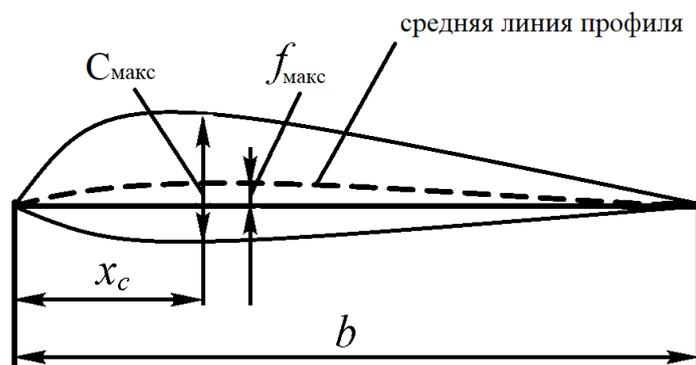


Рис. 19. Геометрические характеристики профиля крыла

Средней линией профиля называется линия, соединяющая середины толщин профиля в его сечениях, перпендикулярных хорде.

Кривизной профиля f называется удаление средней линии профиля от хорды.

Относительной кривизной профиля \bar{f} называется отношение максимальной кривизны f_{\max} к длине хорды, выраженное в процентах:

$$\bar{f} = \frac{f_{\max}}{b} \cdot 100 \%$$

Для транспортных самолетов относительная кривизна профиля применяется от 0 до 3 %.

Например, для Ан-2 $\bar{f} = 2 \%$, для Ан-26 $\bar{f} = 1,75 \%$.

2.6. Формы крыла самолета

Форма крыла оказывает большое влияние на его аэродинамические характеристики. На рис 20 показаны применяемые формы крыла.

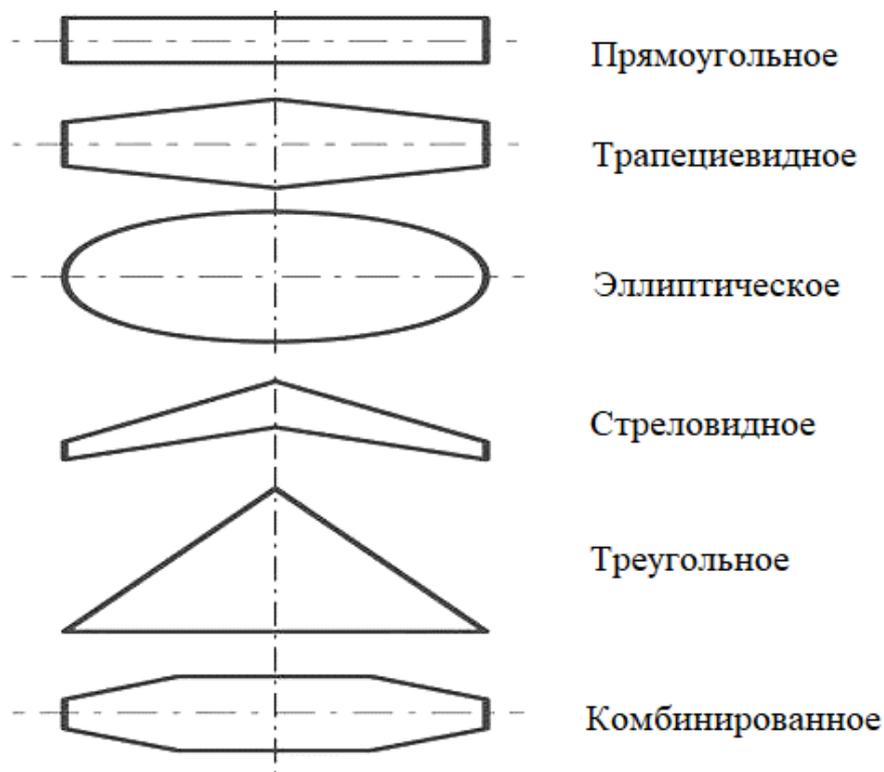


Рис. 20. Формы крыла в плане

Форма крыла характеризуется: видом в плане (размахом, площадью, удлинением, сужением, углом стреловидности) (рис. 21) и видом спереди.

Размахом крыла l называется расстояние между законцовками крыла.

Площадью крыла S называется площадь, ограниченная контуром крыла в плане.

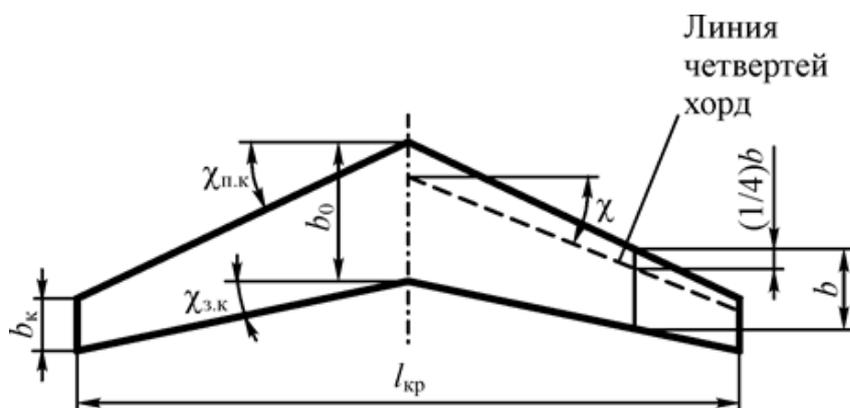


Рис. 21. Геометрические характеристики крыла (вид в плане)

Удлинением крыла λ называется отношение размаха крыла к средней хорде.

Для крыла некомбинированной формы средняя хорда определяется как полусумма корневой хорды b_0 и концевой хорды b_k . Для крыла комбинированной формы длина и местоположение средней хорды определяется графическим путем или аналитическим расчетом. Удлинение крыла может быть определено по формуле

$$\lambda = \frac{l}{b_{cp}}$$

Если числитель и знаменатель умножить на l , то получим:

$$\lambda = \frac{l^2}{S},$$

т. е. удлинение крыла равняется отношению квадрата его размаха к площади. Для дозвуковых самолетов $\lambda = 11-13$, для сверхзвуковых – $\lambda = 2-5$.

Средняя аэродинамическая хорда крыла (САХ) – это хорда условного прямоугольного крыла, равного по площади крылу данного самолета и эквивалентного ему по своим аэродинамическим характеристикам.

Сужением крыла η называется отношение длины корневой хорды к длине концевой хорды:

$$\eta = \frac{b_0}{b_k}.$$

Углом стреловидности χ называется угол между линией фокусов (линия фокусов проходит на расстоянии $1/4$ хорды от передней точки профиля) и поперечной осью самолета.

Стреловидность может быть прямая и обратная. Для дозвуковых самолетов $\chi = 15-35^\circ$, для сверхзвуковых – до 60° .

Вид крыла спереди характеризуется углом поперечного V . Углом поперечного V крыла ψ называется угол между поперечной осью самолета и нижней поверхностью крыла.

Поперечное V может иметь все крыло или только часть его (центроплан, консоль), его величина – от $+5$ до -5° .

Угол поперечного V может быть как положительным, так и отрицательным (рис. 22).



Рис. 22. Положительный угол поперечного V крыла

С целью улучшения летных характеристик самолета на крыле применяется геометрическая и аэродинамическая крутки.

Геометрической круткой называют изменение угла установки профилей вдоль размаха крыла. Угол установки профиля φ – угол между продольной осью самолета и хордой профиля.

Аэродинамической круткой называют изменение геометрических характеристик профиля вдоль размаха крыла. Крыло, имеющее аэродинамическую крутку, набрано из профилей с различными относительными толщиной и кривизной. Такое крыло называется аэродинамически закрученным.

Углом атаки α называется угол между хордой профиля и направлением скорости невозмущенного набегающего потока (рис. 23).

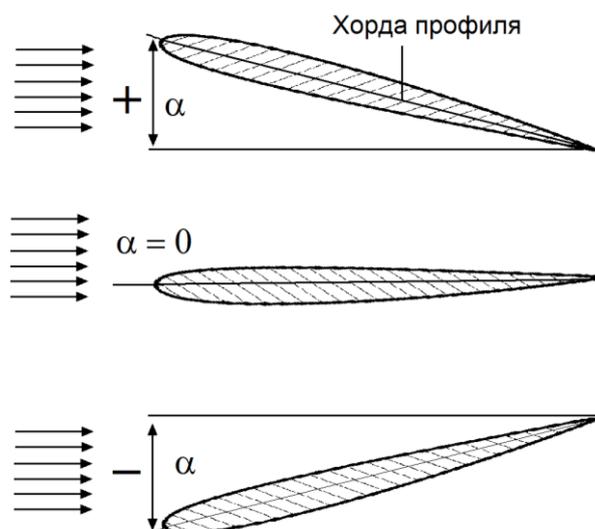


Рис. 23. Угол атаки крыла

Основные геометрические характеристики крыла транспортных самолетов

Характеристика	Ан-24	Ту-204
Относительная толщина, %	18-13	14,5-9
Относительная кривизна, %	1,75-2,5	–
Сужение крыла	2,92	3,93
Размах крыла, м	29,2	40,88
Площадь крыла, м ²	72,4	184
Удлинение крыла	11,7	9,9
Угол поперечного V, град.	–2	+4
Форма крыла в плане	прямоугольно-трапециевидная	стреловидная
Угол стреловидности крыла	6°50'	28°

2.7. Распределение давления по крылу

Если крыло поместить в поток под каким-либо углом атаки, то перед крылом воздушный поток и струйки воздуха обтекают крыло сверху и снизу неодинаково. Можно сказать, что крыло как бы деформирует поток. Перед носком крыла скорость частиц уменьшается. Струйки, текущие над крылом, в начале профиля будут заметно сужены, а по мере продвижения вдоль хорды профиля, за счет его формы и положения в потоке, получают возможность расширяться. Как известно, в соответствии с уравнением постоянства расхода, там, где струйки сужаются, скорость течения растет, а там, где они расширяются – скорость их уменьшается. Скорость струйки в выделенном сечении профиля называется местной скоростью обтекания.

Местная скорость над крылом будет больше скорости невозмущенного потока. Над крылом в передней его части местная скорость больше, а по мере приближения к хвосту профиля местная скорость обтекания уменьшается.

Под крылом на малых углах атаки (0–2°) местная скорость будет больше скорости невозмущенного потока, так как струйки тоже будут поджаты. На больших углах атаки струйки будут заторможены нижней поверхностью крыла, и их скорость будет меньше скорости невозмущенного потока.

На основании закона Бернулли давление в точках над профилем крыла будет отличаться от давления в невозмущенном потоке и будет меньше там, где скорость больше. На носке крыла будет подпор, на верхней поверхности – разрежение, на нижней поверхности – разрежение при малых углах атаки, а при больших – подпор. В аэродинамике принято изображать картину распределения относительного давления (или коэффициента давления) по длине хорды крыла.

Коэффициент давления (C_p) – это отношение избыточного давления к скоростному напору невозмущенного потока:

$$C_p = \frac{P_{\text{местн}} - P_{\infty}}{\frac{\rho V_{\infty}^2}{2}} = \frac{P_{\text{изб}}}{P_{\text{дин}}},$$

где $P_{\text{изб}} = P_{\text{местн}} - P$ – разность давлений; $P_{\text{изб}}$ – избыточное давление; $P_{\text{местн}}$ – местное давление (давление в данной точке крыла); $P_{\text{дин}}$ – динамическое давление (скоростной напор) невозмущенного потока; P_{∞} – давление в невозмущенном потоке.

Для замера разности давлений в разных точках крыла изготавливают специальное дренированное крыло и продувают его в аэродинамической трубе (рис. 24). По результатам продувки определяют распределение избыточного давления.

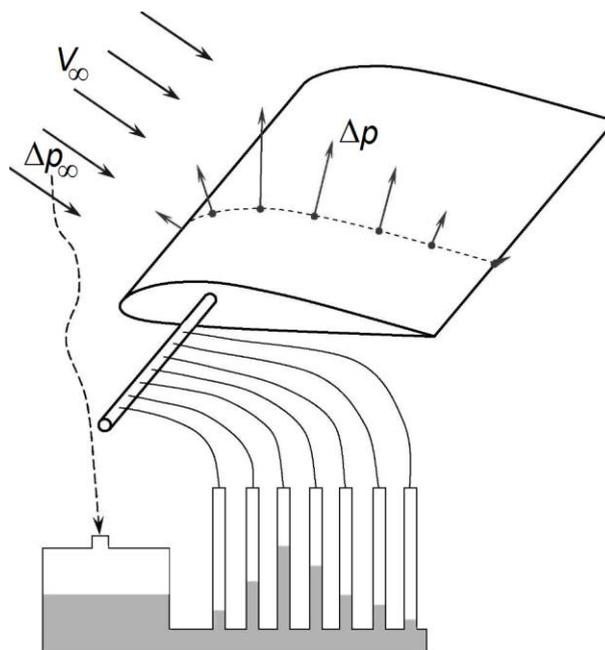


Рис. 24. Замер избыточного давления по поверхности крыла

Распределение коэффициента давления по профилю изображается в виде координатных диаграмм либо в виде векторных диаграмм. Коэффициент C_p может иметь разные знаки:

$C_p < 0$: давление ($P_{\text{местн}}$) в данной точке ниже статического давления невозмущенного потока (P_{∞});

$C_p = 0$: давление ($P_{\text{местн}}$) в данной точке равно статическому давлению невозмущенного потока (P_{∞});

$C_p > 0$: давление ($P_{\text{местн}}$) в данной точке выше статического давления невозмущенного потока (P_∞).

На рис. 25 представлены области изменения статического давления вдоль поверхности профиля (векторная и координатная диаграммы).

На векторной диаграмме коэффициент давления изображается векторами, направленными по нормали к контуру профиля. В точках, где коэффициент давления $C_p > 0$, стрелки направлены в сторону внутренней нормали (к поверхности профиля). При $C_p < 0$ стрелки направлены в сторону внешней нормали (от поверхности профиля). При построении координатной диаграммы по оси абсцисс откладывают относительную координату (при $x = b \bar{x} = 1$). По оси ординат откладывают коэффициент давления C_p для верхнего и нижнего контуров профиля.

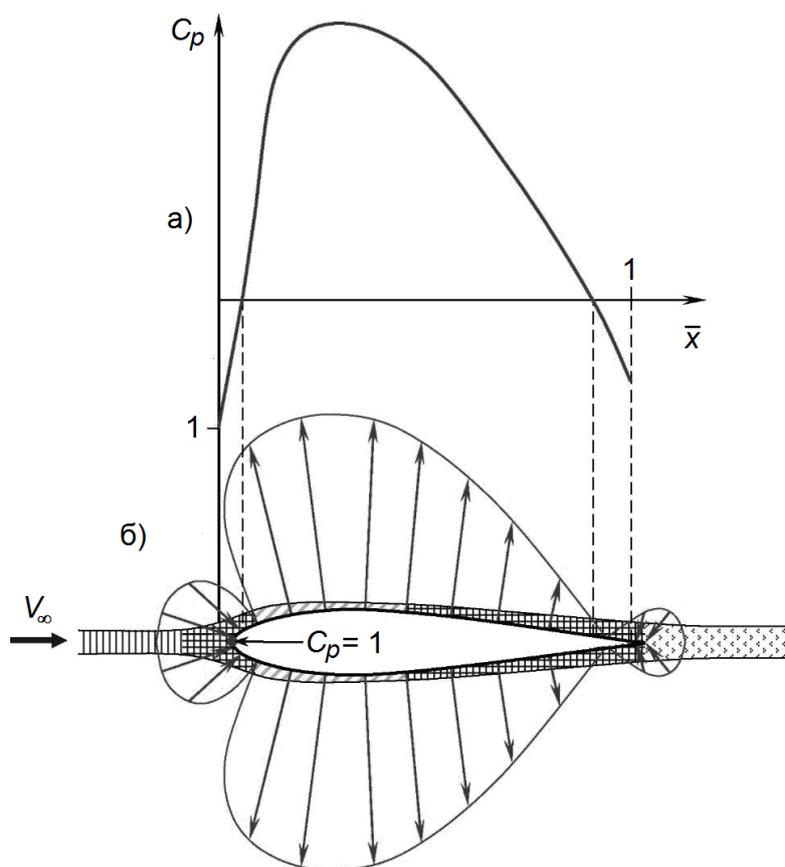


Рис. 25. Координатная (а) и векторная (б) диаграммы распределения коэффициента давления по симметричному профилю при $\alpha = 0$

Картина распределения давления зависит от формы профиля и угла атаки. При угле атаки $\alpha = 0$ картина обтекания на верхней и нижней поверхности симметричного профиля абсолютна симметрична. И такой профиль на этом угле атаки подъемную силу не создает.

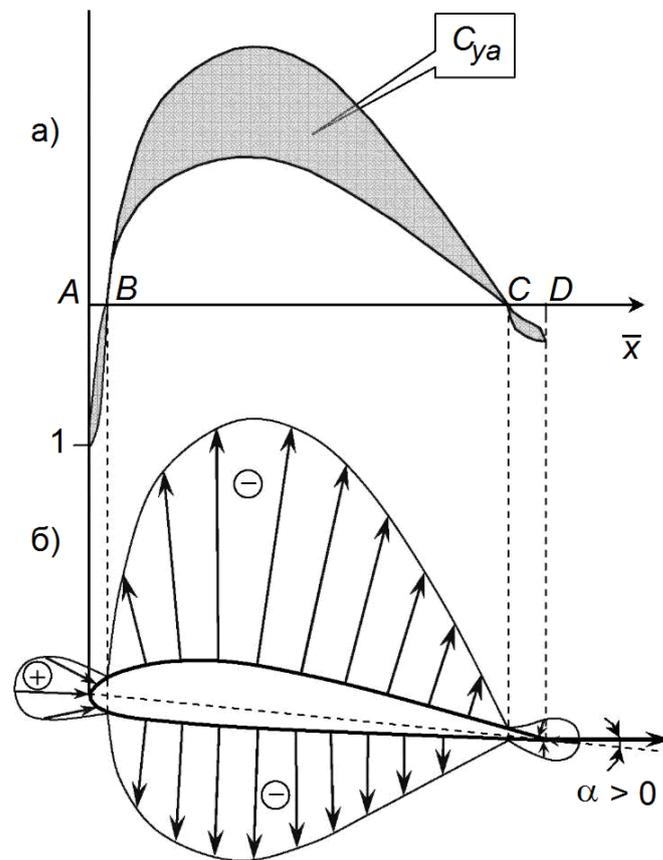


Рис. 26. Координатная (а) и векторная (б) диаграммы распределения коэффициента давления по несимметричному профилю при $\alpha > 0$

На рис. 26 приведены диаграммы для несимметричного профиля. Разность средних коэффициентов давлений на верхнем и нижнем контуре профиля определяет коэффициент аэродинамической подъемной силы профиля C_{ya} .

2.8. Аэродинамические силы крыла и их коэффициенты

Из рассмотренных картин обтекания крыла воздушным потоком и распределения давления по крылу можно сделать вывод, что при обтекании крыла возникают силы: силы трения в пограничном слое, подпор на носке крыла, разрежение над крылом, разрежение или подпор под крылом, разрежение на хвостике крыла.

Все эти силы суммарно образуют полную аэродинамическую силу крыла R_a (рис. 27).

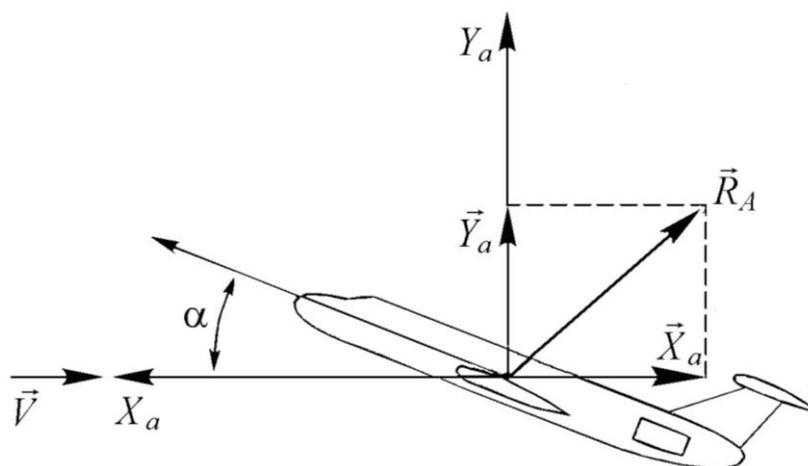


Рис. 27. Полная аэродинамическая сила R_a и ее составляющие Y_a и X_a

Полная аэродинамическая сила R_a направлена под углом к набегающему потоку и отклонена назад, так как она является результирующей сил, направленных по потоку и в плоскости, перпендикулярной набегающему потоку. Точка приложения силы R_a называется центром давления крыла (ц.д.), и условно ею считают точку пересечения линии действия силы и хорды профиля, т.е. центр давления находится на хорде. Величина силы R_a определяется по формуле

$$R_a = C_R \frac{\rho V^2}{2} S,$$

где C_R – коэффициент полной аэродинамической силы, определяемый опытным путем, он зависит от угла атаки, формы профиля, формы крыла и состояния его поверхности, от сжимаемости воздуха; $\frac{\rho V^2}{2}$ – скоростной напор (динамическое давление); S – площадь крыла в плане.

В эту формулу вводится площадь крыла в плане потому, что именно на этой площади развиваются основные составляющие силы – разрежения и силы трения.

Сила R раскладывается на две составляющие силы: подъемная сила Y_a и сила лобового сопротивления X_a .

2.9. Подъемная сила крыла Y_a . Коэффициент подъемной силы

Подъемная сила Y_a направлена перпендикулярно к набегающему потоку (см. рис. 27). Как показывают исследования, подъемная сила крыла создается в основном за счет разрежения над крылом, а не за счет повышения давления под крылом.

На положительных углах атаки подъемная сила направлена вверх, на больших отрицательных углах атаки она направлена вниз.

Величина аэродинамической подъемной силы Y_a определяется по формуле

$$Y_a = C_{ya} \frac{\rho V^2}{2} S,$$

где C_{ya} – аэродинамический коэффициент подъемной силы; определяется опытным путем; безразмерная величина, зависящая от угла атаки, формы профиля, формы крыла, состояния поверхности крыла, от сжимаемости воздуха.

Коэффициент C_{ya} является главной аэродинамической характеристикой крыла, характеризующей несущую способность крыла.

Рассмотрим влияние на C_{ya} угла атаки. Для исследования влияния угла атаки на C_{ya} крыло продувают в аэродинамической трубе под различными углами атаки. При этом на специальных весах определяют величину силы Y_a , а затем вычисляют значение C_{ya} по формуле

$$C_{ya} = \frac{2Y_a}{\rho V^2 S}.$$

Получают таблицу значений C_{ya} для различных углов атаки α , по данным которой строят график зависимости C_{ya} от α . Примерный вид графика показан на рис. 28.

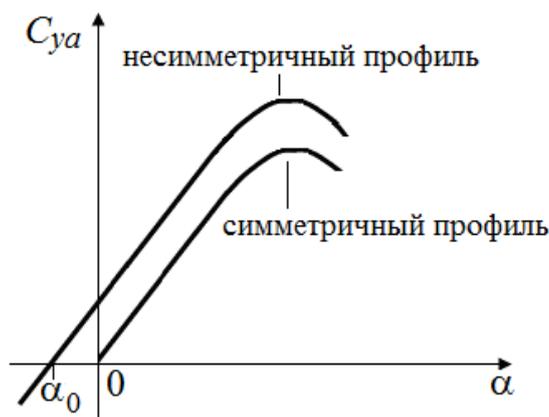


Рис. 28. Зависимость коэффициента подъемной силы C_{ya} от α

Рассмотрим характерные углы атаки на графике зависимости C_{ya} от α (рис. 29).

Угол атаки, при котором C_{ya} равен нулю, называется *углом атаки нулевой подъемной силы* и обозначается α_0 . У несимметричных профилей α_0 имеет значение $-1 \dots -3^\circ$. Чем больше кривизна профиля, тем меньше значение α_0 . Для симметричного профиля $\alpha_0 = 0$, поэтому график зависимости C_{ya} от α проходит через точку начала системы координат. С увеличением угла атаки C_{ya} увеличивается по линейному закону. Это объясняется тем, что при увеличении угла атаки происходит увеличение степени сужения струек воздуха над крылом, вследствие чего увеличивается разность коэффициентов давлений на нижней и верхней поверхностях крыла. При небольших углах атаки (до $12-15^\circ$) крыло обтекается безотрывным незавихренным потоком.

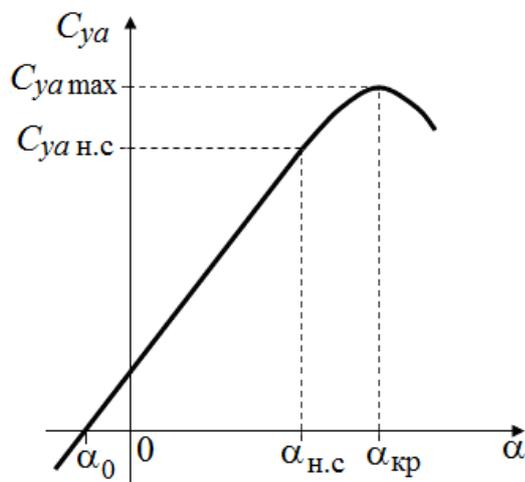


Рис. 29. Характерные углы атаки

При достижении $\alpha = 12-15^\circ$ на верхней поверхности крыла ближе к хвосту профиля возникает отрыв пограничного слоя и образуются вихри (так называемый срыв потока), разрежение над крылом в этой части уменьшается. Вследствие этого рост величины C_{ya} замедляется с увеличением угла атаки, на графике прямая линия переходит в кривую. При дальнейшем увеличении угла атаки и достижения величины $\alpha = 17-20^\circ$ (эта величина зависит от формы профиля, его относительной толщины и кривизны, угла стреловидности крыла) C_{ya} достигает максимального значения и дальнейшее увеличение угла атаки вызовет уменьшение C_{ya} (см. рис. 29).

Соответственно, определяются следующие характерные углы атаки:

- *угол атаки начала срыва* $\alpha_{нс}$ (или *угол атаки тряски* $\alpha_{тр}$) – угол атаки, при котором линия графика отклоняется от линейной зависимости. Названия этих углов отражают процессы, возникающие при обтекании крыла – возникновение срыва потока, образование вихрей, в которых давление хаотически изменяется, что приводит к тряске крыла;
- *критический угол атаки* $\alpha_{кр}$ – угол атаки, при котором C_{ya} максимален.

Уменьшение C_{ya} на углах атаки больше критического вызывается интенсивным срывом потока, распространившимся практически на всю верхнюю поверхность крыла.

При отрыве потока на закритических углах атаки изменяется картина распределения давления по профилю, суммарное разрежение над крылом уменьшается и C_{ya} уменьшается.

Диапазон углов атаки от α_0 до $\alpha_{нс}$ называется диапазоном летных углов атаки.

Влияние формы профиля на C_{ya} : над профилями, имеющими большую толщину и кривизну, струйки поджимаются больше, и они имеют больший коэффициент подъемной силы C_{ya} , чем тонкие профили. Толстые профили, с относительной толщиной 12–20 % выгодно применять для транспортных самолетов.

2.10. Лобовое сопротивление крыла X_a . Коэффициент лобового сопротивления

Сила лобового сопротивления направлена по потоку и оказывает сопротивление движению крыла (см. рис 27).

Лобовое сопротивление крыла складывается из *профильного* и *индуктивного* сопротивления.

Сила профильного сопротивления X_0 . Профильное сопротивление крыла складывается из сил трения в пограничном слое и разности давлений перед крылом и за крылом.

Разность давлений перед крылом и за крылом называется сопротивлением давления. Величина сопротивления давления будет большей у толстых профилей и с большей кривизной. Сопротивление давления возрастает с увеличением угла атаки, но в диапазоне летных углов атаки оно растет незначительно.

Сопротивление трения возникает в пограничном слое благодаря вязкости воздуха. Величина сил трения зависит от формы профиля, формы крыла в плане, состояния поверхности крыла. Все эти факторы влияют на характер течения воздуха в пограничном слое. Чем больше шероховатость поверхности крыла, тем на большей площади обтекания в пограничном слое будет турбулентное течение, тем больше сопротивление трения. Чтобы сохранить ламинарный пограничный слой на большей части крыла, применяют профили ламинаризованные, т. е. с отнесенной максимальной толщиной подальше от носка профиля (40–60 %).

Сопротивление трения составляет до 80 % от всего профильного сопротивления.

Величина профильного сопротивления определяется по формуле

$$X_a = C_{x0} \frac{\rho V^2}{2} S,$$

где C_{x0} – коэффициент профильного сопротивления. Практически в допустимых режимах полета C_{x0} не зависит от угла атаки.

На больших околокритических углах атаки (превышающих угол атаки начала срыва потока) из-за интенсивного вихреобразования на верхней поверхности крыла возникает дополнительное сопротивление давления $X_{\Delta p}$, что увеличивает значение C_{x0} за счет влияния срыва потока.

Индуктивное сопротивление крыла X_i . В 1910 году российский ученый С. А. Чаплыгин установил, что сопротивление крыла зависит не только от сопротивлений трения и давления, но и от разности давлений под и над крылом. Дело в том, что из-за разности давлений под и над крылом воздух будет перетекать через торцы крыла (рис. 30) из-под крыла (из области большего давления) на верхнюю поверхность крыла (в область пониженного давления).



Рис. 30. Перетекание воздуха через законцовки крыла.

Вследствие такого перетекания на законцовках крыла образуются вихревые жгуты или свободные вихри. Эти вихри представляют собой вращающуюся массу воздуха, которая увлекает за собой воздух, идущий над крылом, образуя мелкие вихри. С задней кромки крыла будет сходиться вихревая пелена.

Под крылом частицы воздуха перемещаются по потоку и вертикально вниз, увлекаемые вихрем. Вертикальная составляющая скорости и вызывает изменение направления набегающего потока. Поток под крылом отклоняется от первоначального направления на угол $\Delta\alpha$, называемый *углом скоса потока*.

Как отмечалось ранее, подъемная сила Y_a всегда перпендикулярна направлению потока. Но поток, обтекающий реальное крыло конечного размаха, скошен на угол $\Delta\alpha$, следовательно, и сила Y_a отклоняется назад на угол $\Delta\alpha$ (рис. 31).

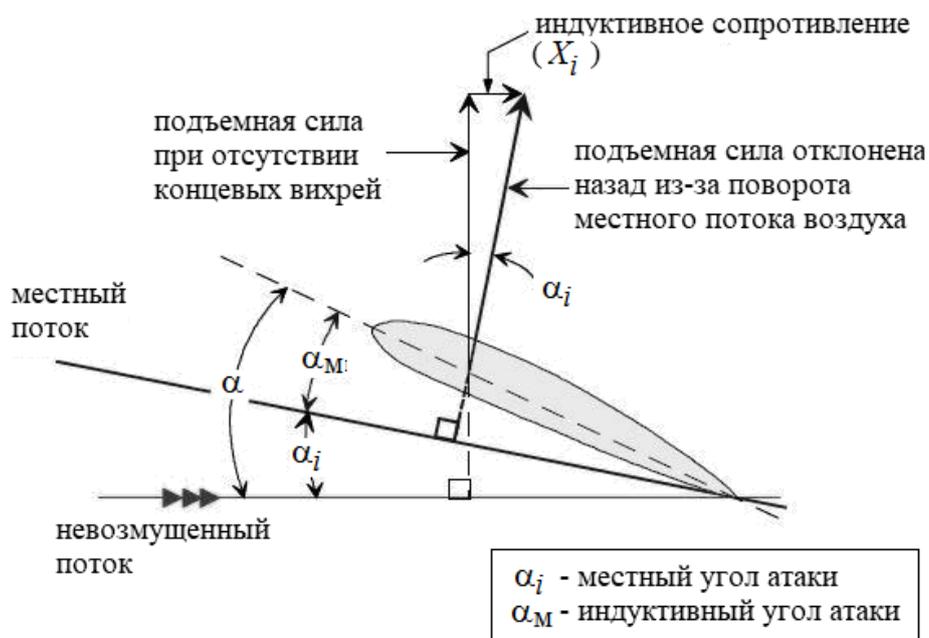


Рис. 31. Образование силы индуктивного сопротивления

$Y_{ист}$ даст составляющую силу X_i , препятствующую движению крыла вперед, т.е. образует дополнительное сопротивление, которое и называется *индуктивным сопротивлением*. Индуктивным оно называется потому, что возникает вследствие влияния (индукции) свободных вихрей на изменение направления потока. Таким образом, *индуктивное сопротивление* – это сопротивление, вызванное отклонением истинной подъемной силы вследствие возникновения скоса потока:

$$X_i = C_{xi} \frac{\rho V^2}{2} S,$$

где C_{xi} – коэффициент индуктивного сопротивления крыла; он зависит от формы крыла в плане, формы профиля, угла атаки и удлинения крыла. Его величина определяется по формуле

$$C_{xi} = A \frac{C_{ya}^2}{\lambda} S,$$

где A – коэффициент, учитывающий влияние распределения подъемной силы по размаху крыла и зависящий от сужения крыла, геометрической и аэродинамической крутки.

Чем больше угол атаки, тем больше C_{ya} и, соответственно, больше C_{xi} . При увеличении λ снос потока уменьшается, поэтому для крыльев с большим удлинением λ коэффициент C_{xi} уменьшается. Для транспортных самолетов $\lambda = 9-14$.

Таким образом, *лобовое сопротивление крыла* представляет собой составляющую полной аэродинамической силы, направленную против вектора истинной скорости полета:

$$X_a = X_0 + X_i,$$

$$X_a = C_{xa} \frac{\rho V^2}{2} S,$$

где C_{xa} – коэффициент лобового сопротивления крыла:

$$C_{xa} = C_{x0} + C_{xi}.$$

График зависимости C_{xa} от угла атаки α приведен на рис. 32.

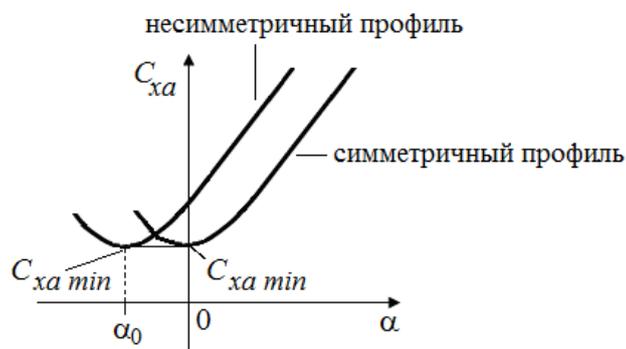


Рис. 32. График C_{xa} от α

Как видно из графиков, коэффициент C_{xa} ни на одном из углов атаки не равен нулю. Кривая $C_{xa} = f(\alpha)$ представляет собой параболу (до угла $\alpha_{нс}$), так как C_{x0} от α не зависит, а пропорционален C_{ya}^2 .

2.11. Аэродинамическое качество крыла

Величина, показывающая, во сколько подъемная сила крыла больше его лобового сопротивления на данном угле атаки, называется аэродинамическим качеством крыла:

$$K = \frac{Y_a}{X_a}.$$

Отношение аэродинамических сил можно заменить отношением их коэффициентов:

$$K = \frac{C_{ya}}{C_{xa}}.$$

Чем больше качество, тем совершеннее крыло. Величина аэродинамического качества зависит от тех же факторов, что и коэффициенты C_{ya} и C_{xa} . Так как каждому углу атаки соответствуют определенные величины C_{ya} и C_{xa} , то каждому углу атаки соответствует определенная величина K (рис. 33). Угол атаки, при котором качество максимальное, называется наивыгоднейшим углом атаки $\alpha_{нв}$.

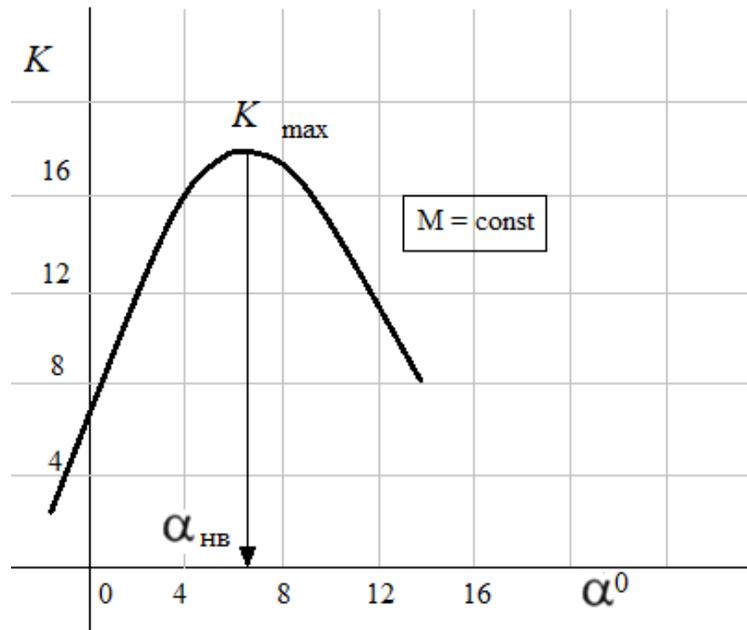


Рис. 33. Зависимость аэродинамического качества K от α

Для современных самолетов $\alpha_{нв} = 4-7^\circ$, а $K_{max} = 15-25$.

У профилей с большей кривизной и толщиной величина C_{xa} растет быстрее, чем C_{ya} ; потому их аэродинамическое качество K будет меньше по сравнению с профилями, имеющими малые значения относительной толщины и кривизны.

Чем больше удлинение крыла λ , тем больше его K . Крыло эллиптической формы имеет меньшее значение коэффициента C_{xi} , и, следовательно, большее K , чем, например, треугольное крыло.

Более гладкая поверхность крыла обеспечивает большее K .

2.12. Поляра крыла

Угол, заключенный между векторами сил R_a и Y_a , называется углом качества ($\theta_{кач}$)

$$\operatorname{tg}\theta_{кач} = \frac{X_a}{Y_a} = \frac{C_{xa}}{C_{ya}}.$$

Для расчета полетных качеств крыла необходимо знать одновременно величины C_{ya} и C_{xa} при каждом угле атаки. Чтобы иметь такие величины, строят совмещенный график зависимости C_{ya} и C_{xa} от угла атаки. Такой график называется *полярой*.

Для построения поляры берут значения C_{ya} и C_{xa} , полученные при продувке крыла (табл. 4) и наносят их в координатной системе: горизонтальная ось – C_{xa} , вертикальная – C_{ya} (рис. 34).

Таблица 4

Значения коэффициентов C_{ya} и C_{xa} , полученные при продувке крыла

α , град	-2	2	6	10	14	16	20
C_{ya}	0,1	0,35	0,65	0,9	1,2	1,34	1,45
C_{xa}	0,015	0,02	0,040	0,07	0,12	0,15	0,2

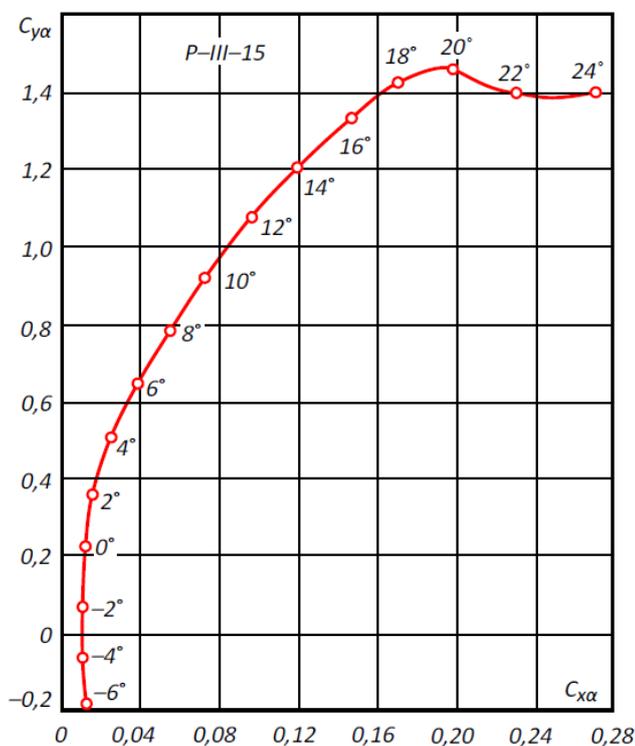


Рис. 34. Поляра крыла

Для удобства пользования полярной масштаб для C_{ya} выбирают больший в 10–20 раз, чем для C_{xa} .

Для любого промежуточного угла атаки значения C_{ya} и C_{xa} можно теперь взять из поляры путем интерполирования (рис. 35).

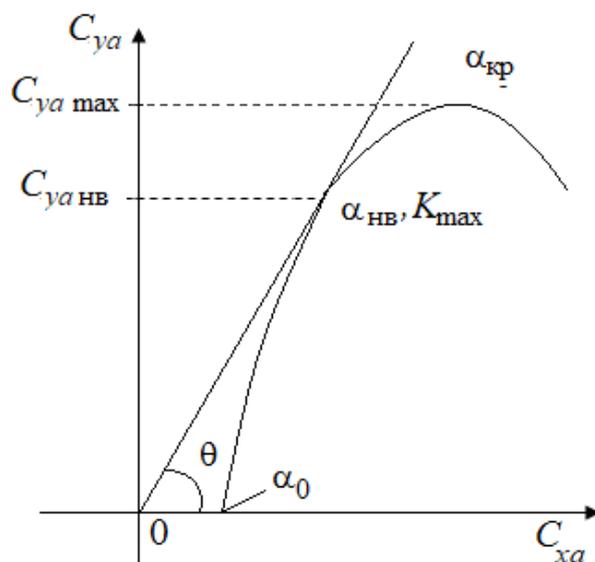


Рис. 35. Характерные точки на поляре крыла

На рис. 35: α_0 – угол атаки нулевой подъемной силы, находится на пересечении поляры с осью C_{xa} . Для современных профилей он равен от -2 до 0° ;

$\alpha_{нв}$ – наивыгоднейший угол атаки, находится проведением касательной к поляре из начала координат. Ему соответствует максимальное значение аэродинамического качества крыла, следовательно, минимальный угол качества. $\alpha_{нв} = 4-7^\circ$;

$\alpha_{кр}$ – критический угол атаки ($12-20^\circ$), определяется проведением горизонтальной касательной к поляре, параллельно оси C_{xa} .

2.13. Механизация крыла

Крыло предназначено для создания подъемной силы, достаточной для уравновешивания в полете силы веса самолета, т. е. $Y_a = G$.

$$Y_a = C_{ya} \frac{\rho V^2}{2} S = G.$$

Отсюда определяем скорость, при которой обеспечивается равенство $Y_a = G$.

$$V = \sqrt{\frac{2G}{C_{ya}\rho S}}.$$

Как следует из формулы, чем больший C_{ya} , тем на меньшей скорости подъемная сила будет достаточной для уравновешивания силы веса самолета. Практически это значит, что при большем C_{ya} на меньшей скорости самолет будет

отрываться или совершать посадку. Это очень важно, так как это уменьшает длину этапов взлета и посадки и повышает безопасность полета.

Для улучшения взлетно-посадочных характеристик (ВПХ) самолета применяют механизацию крыла. *Механизация крыла* – это комплекс устройств на крыле, предназначенный для обеспечения необходимых ВПХ. Механизация крыла выполняется в виде щитков, закрылков, предкрылков, отклоняемых носков крыла, интерцепторов и устройств для управления пограничным слоем (рис. 36).

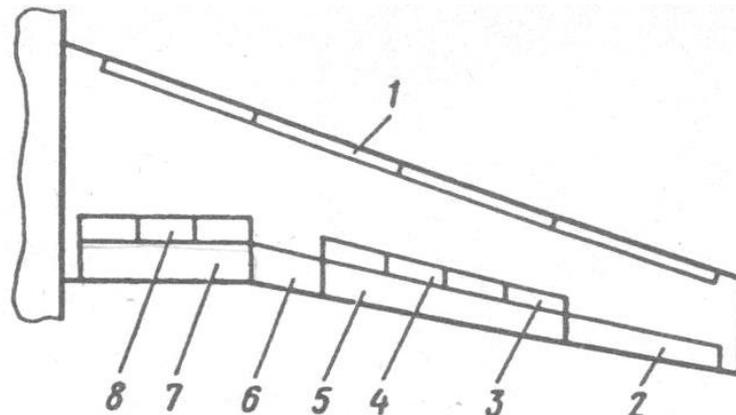


Рис. 36. Виды механизации:

1 – секции предкрылков, 4 – гасители подъемной силы, 5, 7 – внешний и внутренний закрылки, 8 – тормозные щитки

Щиток представляет собой отклоняющуюся вниз часть нижней поверхности крыла (рис. 37, а). Расположен вдоль размаха в задней части крыла.

Увеличение $C_{y_{a \max}}$ при отклонении щитка объясняется так:

1) при отклонении щитка увеличивается кривизна профиля крыла, что эквивалентно увеличению угла атаки (на $\Delta\alpha$)
 $\alpha_3 - \alpha_0 = \Delta\alpha$;

2) при отклонении щитка между ним и крылом образуется зона разрежения, в которую устремляется поток, сходящий с верхней поверхности крыла. Скорость над крылом возрастает, и увеличивается разрежение;

3) поток, набегающий на отклоненный щиток, тормозится, давление под крылом повышается;

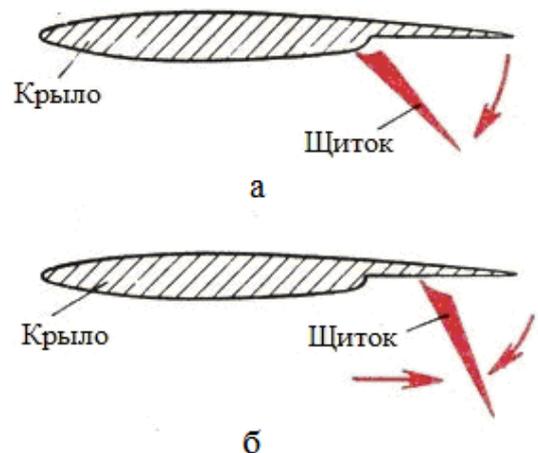


Рис. 37. Щиток

4) бывают щитки, отклоняющиеся с одновременным сдвигом назад (рис. 37, б). В таких случаях C_{ya} дополнительно увеличивается за счет увеличения длины хорды профиля. Отклоняются щитки на $15-60^\circ$ и создают увеличение $C_{ya\max}$ на $30-60\%$.

При отклонении щитков одновременно с увеличением C_{ya} увеличивается и C_{xa} . При этом C_{xa} растет быстрее, чем C_{ya} , поэтому аэродинамическое качество крыла при выпуске щитка уменьшается. Уменьшается и критический угол атаки на $2-6^\circ$.

Закрылки представляют собой заднюю часть крыла, отклоняющуюся книзу (рис. 38). Увеличение C_{ya} при отклонении закрылка происходит из-за увеличения кривизны профиля.

Закрылки бывают без щелей – простой закрылок, могут быть одно- или двухщелевыми.

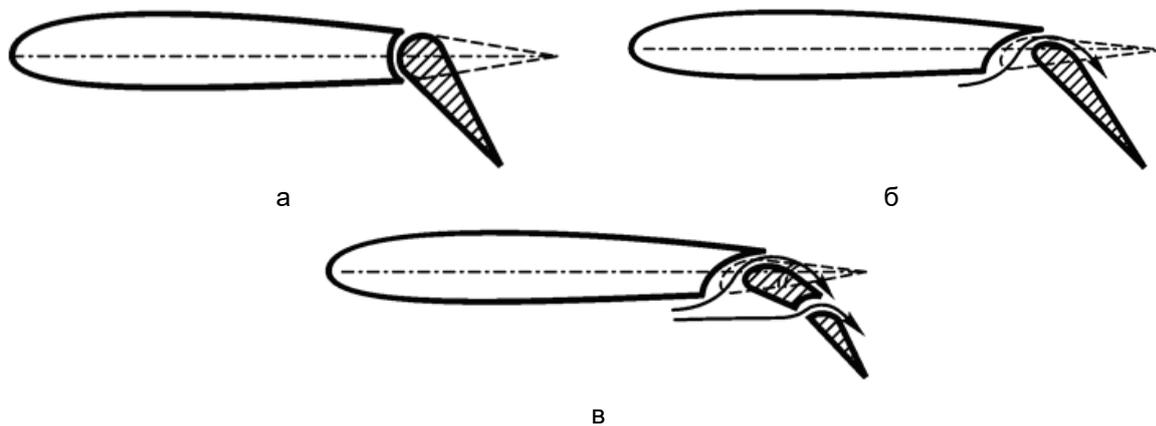


Рис. 38. Виды закрылков:

а – простой закрылок; б – выдвижной однощелевой закрылок; в – выдвижной многощелевой закрылок

Щелевой закрылок дает дополнительный эффект из-за наличия сужающейся щели, через которую поток из-под крыла перетекает в зону над закрылком. Выходя из щелей, этот поток имеет скорость большую, чем скорость потока, идущего над крылом; он вдувается в пограничный слой, предотвращая его отрыв и срыв потока. Таким образом, улучшается обтекание верхней поверхности крыла – увеличивается скорость обтекания крыла – увеличивается скорость обтекания, растет разрежение над крылом, $C_{ya\max}$ увеличивается на $60-80\%$, при этом увеличивается диапазон летных углов атаки: α_0 по абсолютной величине возрастает на $4-10^\circ$, $\alpha_{кр}$ уменьшается на $2-5^\circ$.

На некоторых скоростных самолетах применяют *реактивный закрылок*. Принцип действия такого закрылка состоит в том, что внутрь крыла подается

воздух от специального компрессора (или газы от двигателя). Этот воздух через щель в крыле выбрасывается с большой скоростью вниз, за счет чего образуется реактивная сила R . Эта сила воздействует на крыло подобно отклоненному закрылку. Применение реактивного закрылка позволяет увеличивать $C_{ya\ max}$ в 2–5 раз.

Предкрылок представляет собой крылышко, расположенное перед носком крыла (рис. 39). Предкрылки бывают управляемые и автоматические. Управляемые предкрылки отклоняются на определенный угол экипажем ВС и образуют профилированную сужающуюся щель вдоль размаха крыла. Воздух, попадая в эту щель, разгоняется и выходит на верхнюю поверхность крыла с повышенной скоростью, тем самым ускоряя течение в пограничном слое, что в свою очередь затягивает срыв потока и увеличивает величину критического угла атаки.



Рис. 39. Предкрылок

Автоматические предкрылки на малых углах атаки прижимаются к передней кромке крыла. На больших углах атаки автоматически, за счет разрежения на носке крыла, предкрылки отжимаются и образуют профилированную щель.

Интерцепторы – выдвигающиеся или поднимающиеся над крылом в поток пластины (рис. 40). Применяются для улучшения эффективности торможения на пробеге и для управления самолетом по крену.

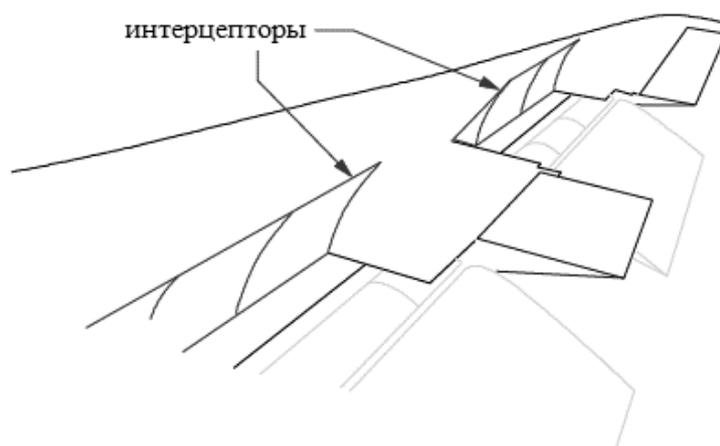


Рис. 40. Интерцепторы

Отклоняемый носок крыла применяется для увеличения кривизны профиля с целью увеличения C_{ya} на посадке для крыльев, имеющих тонкий профиль (рис. 41).

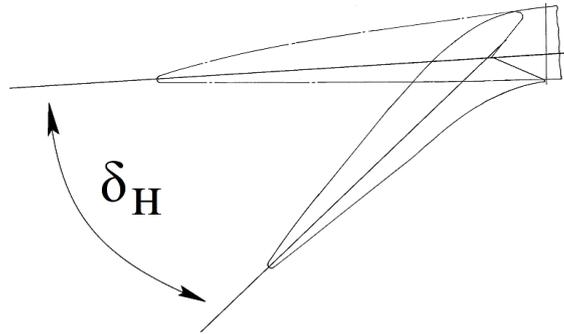


Рис. 41. Отклоняемый носок крыла

Управление пограничным слоем сводится к тому, чтобы предотвратить отрыв пограничного слоя на больших углах атаки с целью увеличения критического угла атаки и увеличения $C_{ya \max}$ (рис. 42).

Конструктивно выполняется в виде щелей на крыле, из которых выдувается ускоренный поток, либо в эти щели отсасывается пограничный слой.

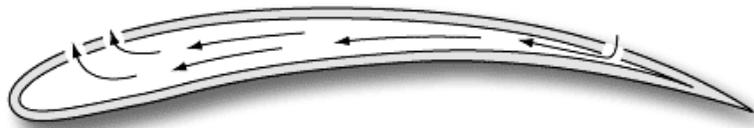


Рис. 42. Управление пограничным слоем

2.14. Работа скользящего крыла

Обтекание прямого крыла, при котором вектор скорости набегающего потока параллелен продольной оси крыла, называется *обтеканием без скольжения*.

Если направление потока не параллельно продольной оси крыла, то оно называется *обтеканием со скольжением* (рис. 43).

Угол β , заключенный между продольной осью крыла и вектором скорости набегающего потока V , называется *углом скольжения*.

Разложим вектор на составляющие:

$$V_1 = V \cos \beta,$$

$$V_2 = V \sin \beta.$$

Движение потока вдоль крыла со скоростью V_2 (скользящий поток) вызывает только образование сил трения в пограничном слое (при угле поперечного V , равном 0°).

Поток, имеющий скорость V , обтекает крыло без скольжения, вызывает образование как подъемной силы крыла, так и силы трения в пограничном слое. Так как $V_2 < V$, то подъемная сила скользящего крыла всегда будет меньше, чем несскользящего.

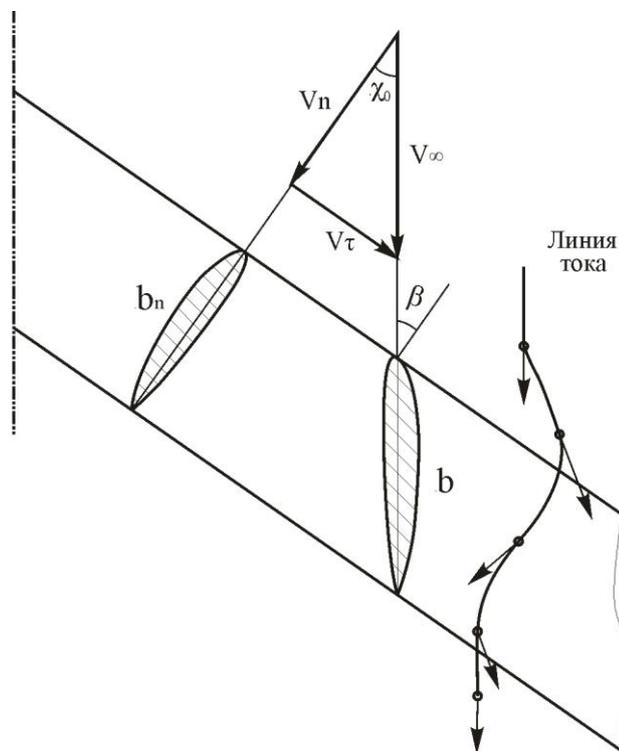


Рис. 43. Обтекание скользящего крыла

2.15. Угол установки крыла

Угол, заключенный между корневой хордой крыла и строительной горизонталью фюзеляжа (СГФ), называется *углом установки крыла* φ (рис. 44).



Рис. 44. Угол установки крыла

Для современных самолетов угол $\varphi = 1-5^\circ$. Выбирается он из таких соображений, чтобы в полете на скоростях, близких к максимальной, фюзеляж самолета располагался по потоку и создавал минимальное лобовое сопротивление, а кроме этого, чтобы уменьшить угол тангажа на взлете и посадке.

Вопросы для самоконтроля

1. Перечислите основные геометрические характеристики крыла.
2. Изобразите профиль крыла и покажите его основные геометрические характеристики.
3. Поясните причину возникновения полной аэродинамической силы.
4. Представьте формулу полной аэродинамической силы и поясните физический смысл составляющих, входящих в формулу.
5. Дайте определение понятию «аэродинамическое качество».
6. Изобразите векторное и координатное распределение коэффициента давления по поверхности профиля крыла.
7. Покажите зависимость $c_{ya} = f(\alpha)$ для симметричного профиля и характерные углы атаки.
8. Как зависит коэффициент лобового сопротивления c_{xa} от угла атаки?
9. Поясните причины возникновения индуктивного сопротивления.
10. Изобразите план крыла и укажите на ней характерные углы атаки.
11. Назначение, устройство и виды закрылков, их влияние на аэродинамические и летные характеристики самолета.
12. Расскажите о влиянии предкрылков на аэродинамические характеристики самолета.
13. Назначение интерцепторов, их работа и использование при эксплуатации ВС.
14. Как влияет выпуск закрылков на аэродинамическое качество и почему?
15. Особенности обтекания стреловидного крыла в сравнении с прямым крылом. Покажите изменение зависимости $c_{ya} = f(\alpha)$ для стреловидного крыла в сравнении с прямым.

3. АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ СОВРЕМЕННЫХ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ

3.1. Угол атаки самолета

Угол атаки самолета – это угол между продольной осью самолета и вектором скорости полета (при полете без скольжения). Или угол между проекцией вектора воздушной скорости на плоскость самолета и продольной осью самолета (рис. 45).

3.2. Угол тангажа самолета

Углом тангажа самолета называется угол между продольной осью самолета и горизонтальной плоскостью. Обозначается ϑ (рис. 45).

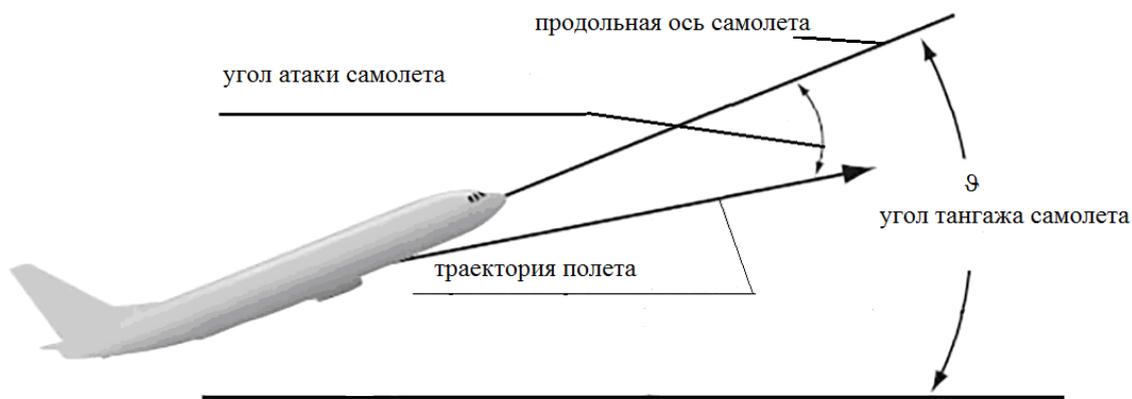


Рис. 45. Угол атаки и угол тангажа самолета

3.3. Аэродинамические силы самолета

В полете, кроме крыла, воздух обтекает и другие части самолета, например: фюзеляж, горизонтальное и вертикальное оперение, gondолы шасси и т. д.

Поэтому возникающая полная аэродинамическая сила самолета R_a может быть представлена в виде двух составляющих ее сил: подъемной силы Y_{ac} и силы лобового сопротивления X_{ac} .

Подъемная сила самолета. Подъемная сила самолета создается не только крылом, но и фюзеляжем, горизонтальным оперением. Однако другие части самолета создают незначительную подъемную силу; поэтому приближенно считают, что подъемная сила самолета численно равна подъемной силе крыла $Y_{ac} = Y_a$, соответственно, $C_{yac} = C_{ya}$ и, опуская индекс «с», запишем формулу подъемной силы самолета:

$$Y_a = C_{ya} \frac{\rho V^2}{2} S.$$

Крыло самолета называют *несущей частью* самолета, остальные части его — *ненесущими*.

Лобовое сопротивление самолета X_{ac} . Лобовое сопротивление самолета X_{ac} складывается из лобового сопротивления крыла (X_a) и вредного сопротивления несущих частей самолета ($X_{a \text{ вр}}$).

$$\begin{aligned} X_{ac} &= X_a + X_{a \text{ вр}}, \\ X_{a \text{ вр}} &= X_{a \text{ фюз}} + X_{a \text{ хвост.опер}} + X_{a \text{ гонд. двиг.}} + X_{a \text{ шасси}} + \dots, \\ X_{ac} &= C_{xac} \frac{\rho V^2}{2} S, \end{aligned}$$

где $C_{xac} = C_{xa} + C_{xa \text{ вр}}$.

3.4. Аэродинамическая интерференция частей самолета

Надо иметь в виду, что сопротивление самолета не будет равно арифметической сумме сопротивлений отдельных частей вследствие их взаимного влияния (интерференции) на обтекание всего самолета в целом. Явление аэродинамической интерференции учитывается в расчетах путем увеличения величины $C_{xa \text{ вр}}$ на 10–15 %.

Можно привести следующие примеры интерференции. В местах сочленения крыла и фюзеляжа образуется канал, расширяющийся в направлении движения воздуха (как диффузор). По мере продвижения воздуха по этому диффузору струйки воздуха расширяются, скорость его уменьшается, а давление увеличивается (рис. 46, а). Начинается обратное (встречное) движение пограничного слоя, происходит «набухание» и отрыв пограничного слоя с последующим срывом потока на крыле. В результате срыва потока разность давлений перед и за крылом увеличивается, т. е. образуется дополнительное сопротивление, вызванное взаимным влиянием крыла и фюзеляжа. Это вредная интерференция.

Может быть и полезная интерференция. Пример ее показан на рис. 46, б.

При течении воздуха по расширяющемуся каналу капота двигателя образуется аэродинамическая сила R , направленная вперед под углом.

Составляющая этой силы P направлена против потока, т. е. будет уменьшать лобовое сопротивление двигателя.

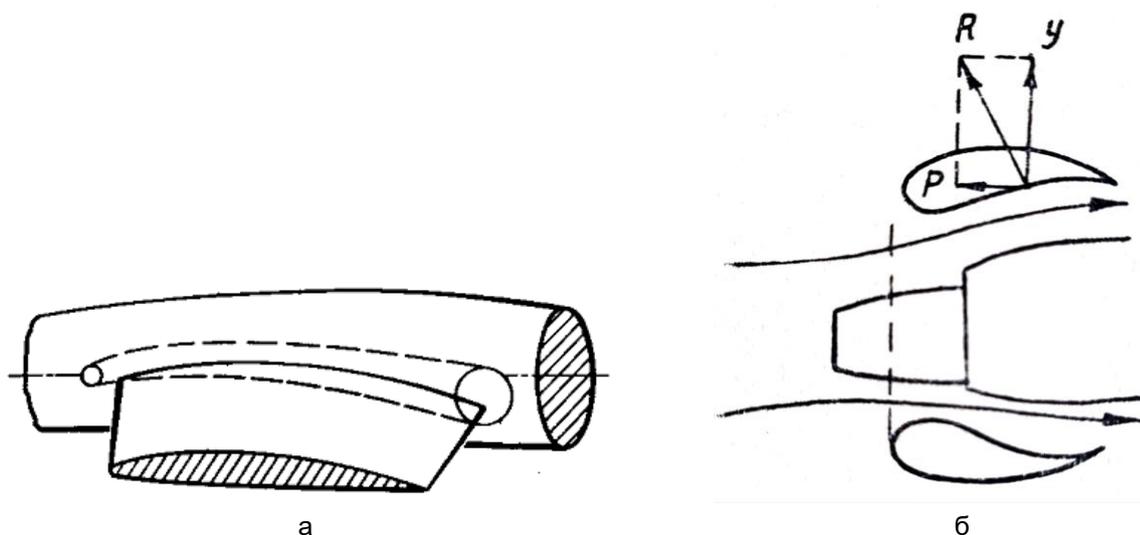


Рис. 46. Примеры аэродинамической интерференции

3.5. Продувка модели самолета в аэродинамической трубе

Аэродинамические коэффициенты самолета C_{ya} и C_{xa} определяются опытным путем при продувке модели самолета в аэродинамической трубе (рис. 47).

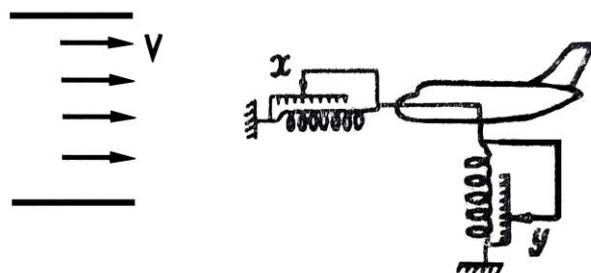


Рис. 47. Определение аэродинамических сил при продувке самолета в аэродинамической трубе

Модель самолета закрепляется на специальных весах в горизонтальной и вертикальной плоскостях. Замеренные пружинными весами силы растяжения пружин и будут показывать величины аэродинамических сил Y_a и X_a .

Зная площадь крыла (S) модели самолета и величину $\frac{\rho V^2}{2}$, определяют величины коэффициентов C_{ya} и C_{xa} по формулам

$$C_{ya} = \frac{2Y_a}{\rho V^2 S}, \quad C_{xa} = \frac{2X_a}{\rho V^2 S}.$$

3.6. Поляра самолета

Устанавливая модель самолета под различными углами атаки, можно получить для них величины Y_a и X_a , а затем вычислить значения C_{ya} и C_{xa} , сведя полученные данные в таблицу. По полученным данным строят график изменения C_{ya} и C_{xa} при изменении угла атаки, аналогично, как это делали для крыла. Построенный график называется полярой самолета. Так как коэффициент C_{ya} самолета и крыла соответственно равны, а коэффициенты C_{xa} самолета для каждого угла атаки больше C_{xa} крыла на величину $C_{xa\text{ вр}}$, то поляру самолета можно построить, сдвинув поляру крыла на величину $C_{xa\text{ вр}}$ (рис. 48).

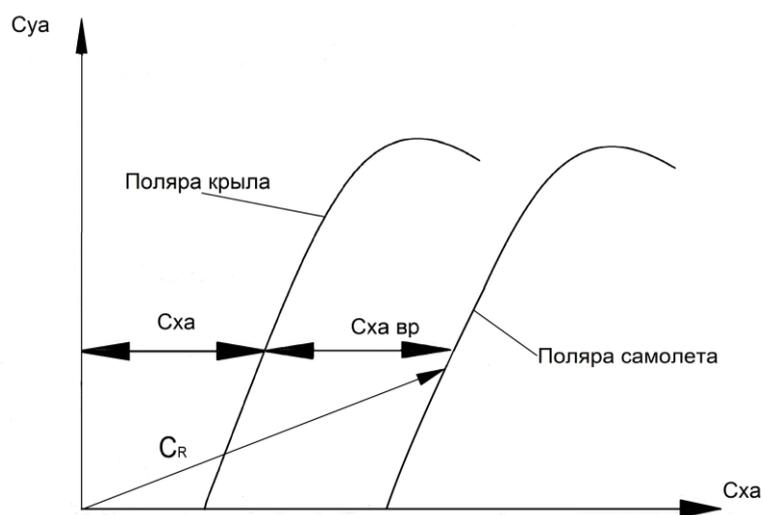


Рис. 48. Поляра самолета

Если из начала координат провести луч к любой точке на поляре, то полученный отрезок будет представлять собой величину аэродинамического коэффициента C_R , как гипотенуза треугольника с катетами C_{ya} и C_{xa} :

$$C_R = \sqrt{C_{ya}^2 + C_{xa}^2}.$$

Характерные точки на поляре находим аналогично, как и на поляре крыла:

α_0 – угол атаки нулевой подъемной силы;

$\alpha_{\text{нв}}$ – наивыгоднейший угол атаки самолета, он больше наивыгоднейшего угла атаки крыла на $2\text{--}3^\circ$; ему соответствует максимальное аэродинамическое качество K самолета. На этом угле атаки самолет имеет наибольшую дальность планирования.

$\alpha_{кр}$ – величина критического угла атаки $\alpha_{кр}$ самолета примерно такая же, как и крыла. На этом угле атаки коэффициент C_{ya} максимален и создание угла атаки больше $\alpha_{кр}$ приводит к сваливанию самолета.

3.7. Аэродинамическое качество самолета

Аэродинамическим качеством самолета называется величина, показывающая, во сколько раз подъемная сила самолета Y_a больше лобового сопротивления X_a или во сколько раз C_{ya} больше C_{xa} :

$$K = \frac{Y_a}{X_a} \text{ или } K = \frac{C_{ya}}{C_{xa}}.$$

Так как C_{xa} самолета больше C_{xa} крыла, то аэродинамическое качество самолета будет всегда меньше качества крыла. Все факторы, увеличивающие C_{xa} самолета, ухудшают его качество. Например, обледенение, выпуск шасси, загрязнение поверхности, негерметичность люков, отказ двигателя и т.п.

Для увеличения аэродинамического качества самолета принимают следующие меры:

- придание крылу аэродинамически выгодной формы в плане, тщательная обработка поверхности, выбор оптимального профиля;
- уменьшение ненесущих частей самолета, выступающих в поток, например: переход к схеме моноплана, создание свободносущей схемы крыла и оперения, убирающегося шасси и т. п.;
- создание удобообтекаемой формы для частей самолета, выступающих в поток (гондолы шасси, гондолы двигателей, обтекатели антенн и т. п.);
- постановка зализов для уменьшения вредной интерференции;
- выбор рациональных форм размещения и компоновки частей самолета.

3.8. Влияние скольжения самолета на подъемную силу (Y_a) и аэродинамическое качество (K)

Угол между вектором скорости полета V и плоскостью симметрии самолета называется *углом скольжения* β (рис. 49).

При наличии скольжения самолет летит как бы немного боком относительно воздушной среды. При скольжении крыло и весь самолет обтекаются

несимметрично, поэтому полная аэродинамическая сила R не лежит в плоскости симметрии самолета, а несколько отклонена в сторону, обратную скольжению.

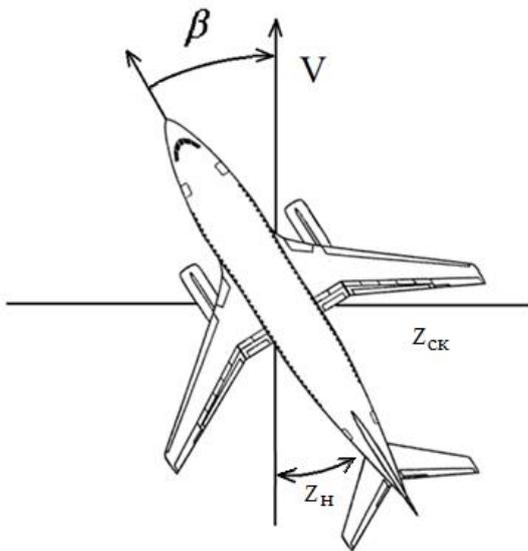


Рис. 49. Угол скольжения самолета

Подъемная сила самолета при скольжении уменьшается. Кроме того, при скольжении полукрыло, выдвинутое вперед, обтекается в лучших условиях, чем отстающее полукрыло, затененное фюзеляжем. Для крыла без поперечного V или с положительным углом поперечного V подъемная сила полукрыла, на которое происходит скольжение, будет больше подъемной силы другого полукрыла. Вследствие наличия боковой обдувки фюзеляжа C_{xa} самолета увеличивается. В результате уменьшения C_{ya} и увеличения C_{xa} аэродинамическое качество самолета при скольжении уменьшается.

3.9. Основы аэродинамики больших скоростей

Аэродинамикой больших скоростей называется наука, изучающая силы, возникающие при движении в воздухе тел с такими скоростями, при которых заметно проявляется сжимаемость воздуха.

При больших скоростях полета сжимаемость проявляется в том, что плотность воздуха и давление в различных точках потока будут изменяться, при этом аэродинамические силы будут зависеть от сжимаемости. Количественно сжимаемость воздуха характеризуется отношением изменения плотности $\Delta\rho$ к изменению давления Δp . Чем больше это отношение, тем сильнее сжимаемость среды (и меньше скорость звука в ней).

Величина изменения плотности воздуха при обтекании самолета зависит не только от скорости полета, но и от скорости распространения звука в том слое воздуха, в котором происходит полет.

3.9.1. Звук. Скорость звука

Всякое движущееся тело вызывает перед телом сжатие (уплотнение) воздушной среды. Движущееся тело является источником возмущения среды, давление и плотность воздуха перед телом повышаются.

Изменения давления и плотности распространяются во все стороны от движущегося тела в виде волн возмущения. При небольших скоростях движения тела происходят небольшие (слабые) возмущения давления и плотности (на 0,4–0,6 %), и эти волны называются волнами слабых возмущений.

Слабые возмущения среды воспринимаются человеком в виде звука, так как эти небольшие изменения давления и плотности способны воздействовать на его слуховой аппарат. Поэтому волны слабых возмущений давления и плотности называются звуковыми волнами. Они состоят из перемещающихся сгущений и разрежений воздуха. Человек воспринимает эти волны в диапазоне частот от 20 Гц до 20 кГц.

Звук есть процесс распространения в упругой среде волн слабых возмущений. Источниками возмущений могут служить движущееся или колеблющееся тело, зоны разрежения или повышенного давления.

Расстояние, проходимое слабым возмущением (звуковой волной) за единицу времени, называется *скоростью звука*. Она зависит от вида среды и, главным образом, от температуры этой среды. Для воздуха скорость звука a приближенно определяется по формуле

$$a = 20\sqrt{T} \text{ (м/с)},$$

где T – абсолютная температура воздуха (в градусах Кельвина).

С подъемом на высоту температура атмосферного воздуха снижается, следовательно, и скорость звука уменьшается.

Например, для условий стандартной атмосферы:

На высоте $H = 0$ м температура $t = +15$ °С, скорость звука $a = 340$ м/с.

На высоте $H = 10\,000$ м температура $t = -50$ °С, скорость звука $a = 300$ м/с.

Для вычисления скорости звука на любой высоте в пределах тропосферы можно пользоваться следующей приближенной формулой (высота (H) в метрах):

$$a = 340 - \frac{H}{250} \text{ (м/с)}.$$

Рассмотрим три опыта. Каждый из них состоит в том, что в открытой трубе перемещается поршень, а по длине трубы установлены чувствительные приборы, фиксирующие изменения давления и плотности воздуха перед движущимся поршнем (рис. 50).

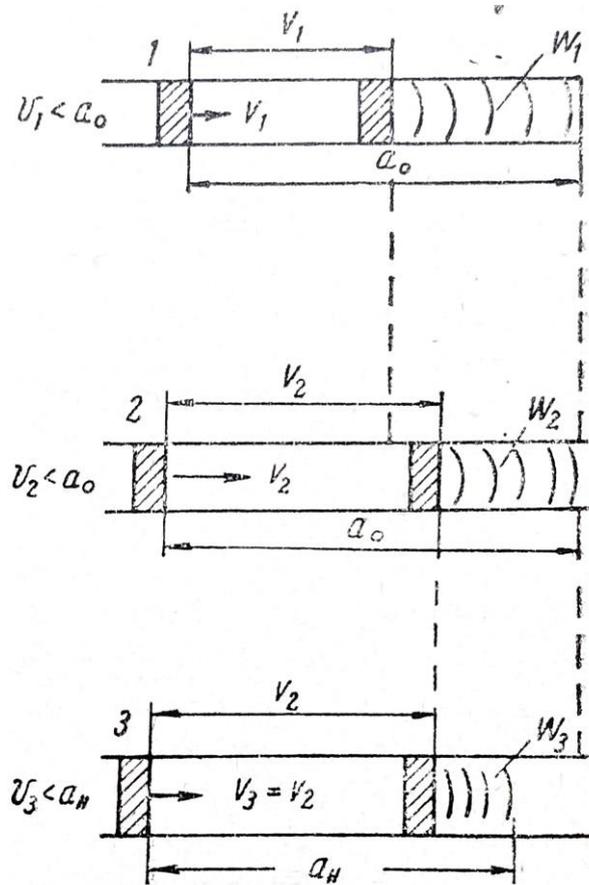


Рис. 50. К объяснению проявления сжимаемости воздуха

Опыт первый. Проводится в стандартных условиях у земли. Поршень перемещается со скоростью V_1 , меньшей скорости звука, и он проходит за одну секунду путь, численно равный V_1 метров. Вызванные изменения давления и плотности при этом будут зафиксированы приборами через одну секунду от начала движения поршня на удалении, равном a_0 . Это и будет скорость звука в метрах в секунду при заданных условиях. Поджатие воздуха распространится на объем W_1 .

Опыт второй. В такой же трубе и при тех же атмосферных условиях движется поршень со скоростью V_2 , большей, чем V_1 , но меньшей скорости звука a_0 . Волны слабых возмущений за одну секунду пройдут расстояние a_0 метров, а поршень за одну секунду пройдет расстояние V_2 метров и, как видно на рис. 50,

поджатие распространится на объем W_2 , меньший, чем W_1 , поэтому воздух перед поршнем будет сильнее сжат, чем в первом опыте.

Опыт третий. В такой же трубе движется поршень с прежней скоростью V_2 , но при этом пусть будет другая температура, ниже $+15^\circ$. Следовательно, в этом случае скорость звука a_n будет меньше, чем была в первом и втором опытах. И как видно из рисунка, волны слабых возмущений уйдут от поршня за одну секунду на меньшее расстояние, чем во втором опыте. Сжатие распространится на объем воздуха перед поршнем W_3 . Объем W_3 меньше объема W_2 и поэтому воздух перед поршнем будет сильнее сжат, чем во втором опыте.

Из опытов следуют выводы:

- 1) чем быстрее движется тело и чем меньше скорость звука, тем сильнее воздух сжат перед движущимся телом;
- 2) чтобы судить о величине сжатия воздуха перед летящим самолетом, надо знать скорость полета и скорость звука на высоте полета.

3.9.2. Число Маха

На основании опытов, рассмотренных в п. 3.9.1, приходим к заключению: при полете самолета величина сжатия воздуха будет прямо пропорциональна скорости полета и обратно пропорциональна скорости звука на высоте полета.

Отношение скорости полета к скорости звука называется *числом Маха* (число M).

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

Чем больше M , тем в большей мере самолет перед собой сжимает воздух. Число $M = 1$ при скорости полета, равной скорости звука. При числах M меньших 0,4, сжимаемость воздуха проявляется слабо и ей пренебрегают. При M больше 0,4 сжимаемость необходимо учитывать.

Наличие сжимаемости вносит большие поправки в расчеты величин динамического напора, а следовательно, в прочности самолета и его аэродинамических и летных характеристик.

3.9.3. Распространение волн слабых возмущений в воздушной среде

Рассмотрим несколько случаев, отличающихся скоростью источника слабых возмущений.

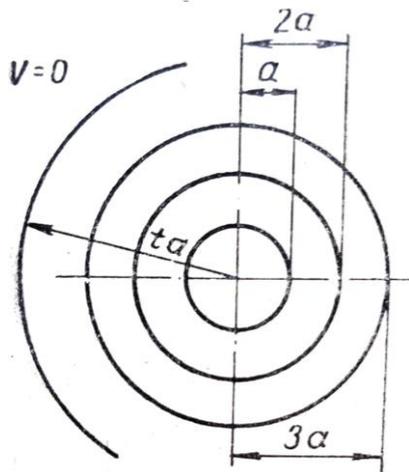


Рис. 51. Распространение волн слабых возмущений от неподвижного источника

расположатся вокруг источника в виде концентрических сфер с радиусами: a , $2a$, $3a \dots ta$.

Случай 2. Источник возмущения движется со скоростью V , меньшей скорости звука (рис. 52). Предположим, что мы сфотографировали источник, когда он пришел в точку 1. Волна слабого возмущения, которую он создал в этой точке, за одну секунду уйдет от источника на расстояние a . За одну секунду до прихода в точку 1 источник был в точке 2, удаленной от точки 1 на расстояние V метров. Волна, которую он при этом создал, будет сфера с центром в точке 2, и радиус ее равен $2a$.

Все волны, которые создал источник в процессе движения за время t , будут иметь свой центр на удалении Vt до точки 1 и радиус их сферы, равный at .

Все сферические волны будут смещаться в сторону движения источника возмущения, сам источник останется внутри созданных им волн.

Случай 1. Источник возмущения неподвижен, $V = 0$ (рис. 51). В этом случае источник возмущения, колеблясь сам, заставляет колебаться прилегающие к нему молекулы воздуха и будет вызывать местное уплотнение и разрежение воздуха вокруг себя.

Вызванное изменение давления и плотности будет передаваться во все стороны со скоростью звука, образуя волны слабых возмущений в виде сферы. Все волны, созданные источником за 1, 2, 3 ... t секунд,

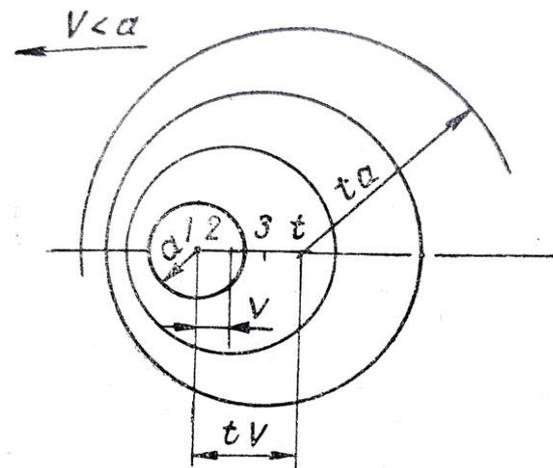


Рис. 52. Распространение волн слабых возмущений от источника, движущегося со скоростью $V < a$

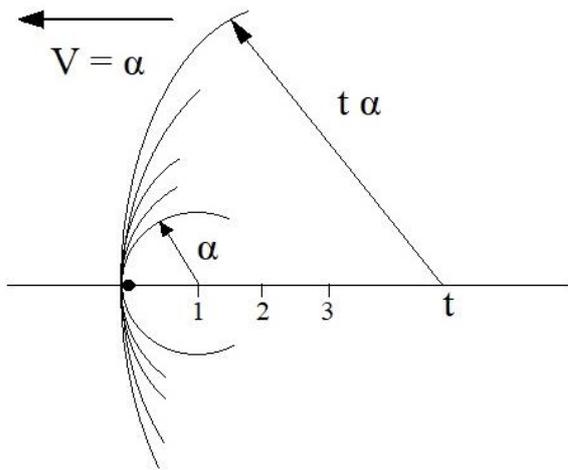


Рис. 53. Распространение волн слабых возмущений от источника, движущегося со скоростью $V = a$

среды.

Случай 4. Источник возмущения движется скоростью, большей скорости звука (рис. 54). Как и в предыдущих случаях, в этом случае радиус волны возрастает за 1 секунду на величину a , а сам источник перемещается вперед на величину V метров. И так как $V > a$, то источник обгоняет созданную им волну и движется в невозмущенной среде.

Все сферы слабых возмущений остаются позади источника и имеют общую огибающую в виде конуса. Поверхность конуса является касательной к сферическим волнам слабых возмущений и представляет собой волну слабых возмущений. Образующая коническая поверхность называется конусом Маха или граничной волной слабых возмущений.

Конус Маха является границей между возмущенной и невозмущенной средами. Величина угла φ при вершине конуса зависит от числа M (рис. 55):

$$\sin \varphi = \frac{ta}{tV} = \frac{a}{V} = \frac{1}{M}.$$

Чем больше скорость V , тем гуще будут располагаться волны перед движущимся источником.

Случай 3. Источник возмущения движется со скоростью, равной скорости звука (рис. 53). В этом случае все волны слабых возмущений будут накладываться одна на другую над самим источником возмущения, образуя над ним волну сильных возмущений. Сам источник будет двигаться на границе возмущенной и невозмущенной

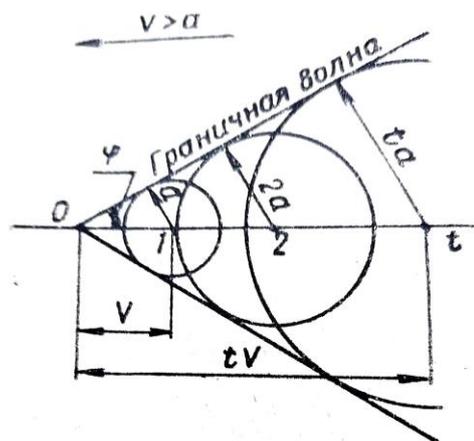


Рис. 54. Распространение волн слабых возмущений от источника, движущегося со скоростью $V > a$

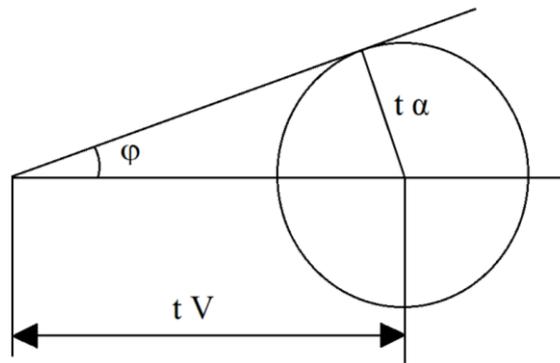


Рис. 55. Взаимосвязь числа M с углом φ при вершине конуса Маха

Чем больше M , тем меньше φ ; при $M = 1$ $\varphi = 90^\circ$.

На фотографии движущегося со сверхзвуковой скоростью тела хорошо виден конус Маха. Замерив угол φ , можно определить число M и скорость движения тела.

3.9.5. Получение сверхзвукового потока

В аэродинамике представляет интерес вопрос, при каких условиях можно получить сверхзвуковую скорость потока.

Из физики известно, что при увеличении скорости воздуха, если от него не отбирается и к нему не подводится тепло, то его температура, давление и массовая плотность в струйке уменьшаются.

Графически для такого процесса зависимость ρ от V показана на рис. 56.

Из уравнения неразрывности можно записать

$$S = \frac{\text{const}}{V\rho}.$$

Из этой формулы, учтя зависимость ρ от V , как показано на графике, можно решить, какую форму должна иметь струйка с увеличением ее скорости.

Произведение $V_1\rho_1$ представляет площадь, заштрихованную на графике. Из рисунка видно, что с увеличением V до какой-то величины произведение $V\rho$ (площадь) увеличивается, а после какой-то скорости это произведение начинает уменьшаться.

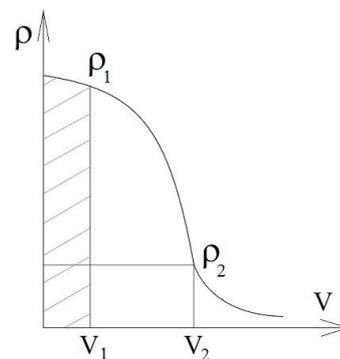


Рис. 56. Зависимость массовой плотности воздуха от скорости струйки

Скорость, после достижения которой произведение $V\rho$ начинает уменьшаться, равна скорости звука. Следовательно, как видно из формулы $S = \frac{\text{const}}{V\rho}$, чтобы увеличить скорость струйки до скорости звука, струйка должна быть сужающейся (знаменатель $V\rho$ растет, S уменьшается), а для дальнейшего разгона струйки площадь сечения должна увеличиваться (знаменатель $V\rho$ уменьшается, S увеличивается).

Безусловно, кроме формы, струйка должна иметь определенный расчетный перепад давления в сечениях.

Форма канала для получения сверхзвукового потока была впервые найдена Лавалем и поэтому получила название «сопло Лавалья» (рис. 57).

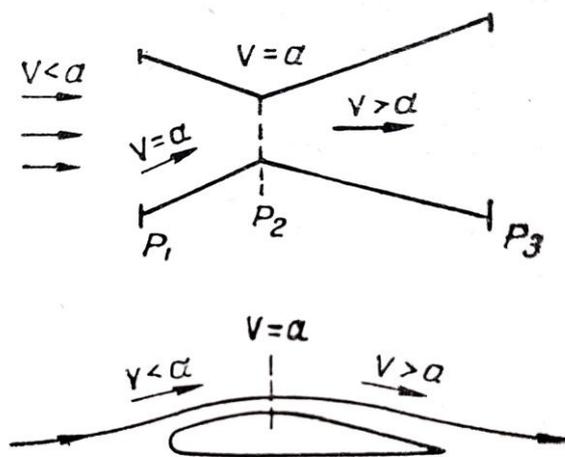


Рис. 57. Сопло Лавалья

Обтекание крыла воздухом происходит аналогично течению газа в соплах Лавалья.

3.9.6. Критическое число Маха

Местная скорость обтекания крыла всегда отличается от скорости полета. Известно, что при встрече с крылом струйки над крылом сужаются, и местная скорость их больше скорости набегающего потока. Наибольшая местная скорость будет в сечении, в котором струйка наиболее поджата. При увеличении скорости полета до определенной величины скорость обтекания в местах максимального сужения струек достигнет местной скорости звука. При этом самолет будет лететь на дозвуковой скорости.

Число Маха дозвукового полета самолета, при котором хотя бы в одной точке на крыле местная скорость обтекания равна местной скорости звука, называется *критическим числом Маха*.

Число M названо критическим, поскольку при этом числе Маха полета самолета на крыле возникают кризисные явления – образуется скачок уплотнения, резко изменяющий аэродинамические характеристики крыла и самолета.

3.9.7. Образование скачка уплотнения

Скачок уплотнения представляет собой тонкий слой (10^{-6} см) сильно уплотненного воздуха, в котором происходит резкое (скачкообразное) изменение параметров воздуха. Изменение параметров воздуха на скачке уплотнения показано на рис. 58.

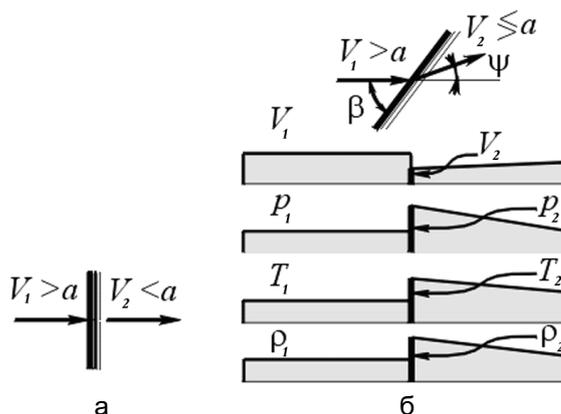


Рис. 58. Изменение параметров воздуха на скачке уплотнения:
а – прямой скачок, б – косой скачок

Чтобы представить себе картину образования скачка уплотнения, рассмотрим течение газа в сопле Лавеля (рис. 59). При расчетном перепаде давления $P_1 - P_3$ в сопле будет плавное нарастание скорости от V_1 до V_3 и уменьшение давления до P_3 , равного атмосферному давлению на выходе.

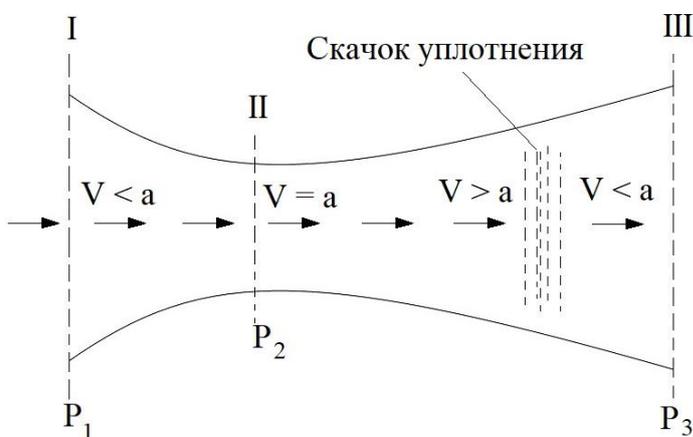


Рис. 59. Течение газа в сопле Лавеля

Если на выходе давление $P_в$ будет больше расчетного $P_з$, то перепад давлений уменьшится и будет $P_1 - P_в$, плавного изменения в сопле скорости (V_1) и давления (P) не произойдет, так как будет торможение сверхзвукового потока окружающим воздухом, обладающим большим давлением $P_в$ по сравнению с давлением воздушного потока в расширяющейся части сопла $P_з$. Окружающий воздух устремится навстречу сверхзвуковому потоку.

Сверхзвуковой поток, идущий от сечения II, будет резко заторможен при встрече с дозвуковым потоком, идущим от сечения III к сечению II – к зоне с пониженным давлением. При встрече сверхзвукового и дозвукового потоков образуется скачок уплотнения (ударная волна). За скачком поток становится дозвуковым, так как проходя через скачок, частицы воздуха резко тормозятся. Образование скачка на крыле происходит аналогично, как и в сопле Лаваля.

Скачки уплотнения могут возникать только при околосубзвуковых и сверхзвуковых скоростях полета и только в тех местах потока, где имеются местные звуковые скорости.

В зависимости от расположения поверхности скачка уплотнения по отношению к направлению набегающего потока различают прямые и косые скачки уплотнения.

Прямым называется такой скачок уплотнения, поверхность которого перпендикулярна к направлению набегающего потока (рис. 60). *Косым* называется такой скачок уплотнения, поверхность которого образует с набегающим потоком острый угол.

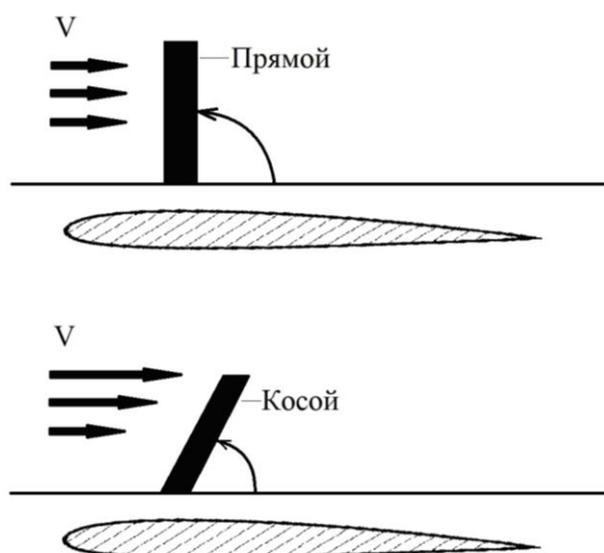


Рис. 60. Прямой и косой скачки уплотнения

В скачках уплотнения происходит необратимая потеря энергии потока. В прямых скачках потеря энергии больше, чем в косых.

Скачки уплотнения, образующиеся на поверхности крыла, называются местными, перед крылом – головными, на хвостике крыла – хвостовыми.

3.9.8. Смешанное обтекание крыла при наличии местных скачков уплотнения. Волновое сопротивление

Такое обтекание возможно при скорости полета с числом M , равным или большим $M_{кр}$. В самом узком сечении струйки местная скорость стала равной скорости звука. Далее скорость струек будет сверхзвуковой и аналогично, как в сопле Лаваля, образуется местный скачок уплотнения. Местные скачки уплотнения над поверхностью крыла находятся на некотором удалении от этой поверхности (зазор), потому что в пограничном слое скорость возрастает от нуля до скорости потока. Местный скачок начнется там, где скорость в пограничном слое сверхзвуковая (рис. 61).

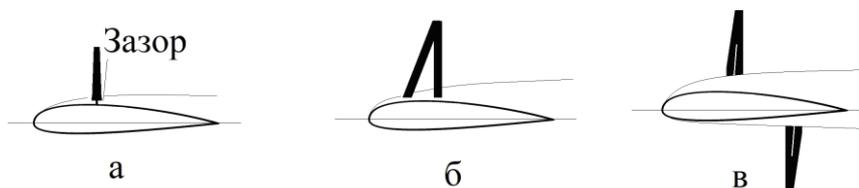


Рис.61. Местные скачки уплотнения на крыле:

а – над крылом прямой скачок, б – λ -образный скачок, в – скачки над и под крылом

Если пограничный слой ламинарный, то на крыле образуется прямой скачок, если турбулентный – то образуется скачок формы «лямбда».

Местные скачки могут образовываться над крылом и под крылом.

Так как давление за скачком больше, чем перед ним, воздух в пограничном слое через «зазор» будет перетекать навстречу основному потоку, произойдут набухание пограничного слоя и интенсивный срыв потока с крыла. Такое явление называется волновым срывом, так как срыв вызван образованным скачком, т. е. ударной волной.

Процесс образования скачков уплотнения на крыле вызывает изменение картины обтекания крыла и распределения давления по крылу. Возникает новый вид сопротивления, называемый *волновым сопротивлением*. Оно образуется из-за перераспределения давления по крылу и волнового срыва потока.

При наличии скачка на крыле лобовое сопротивление крыла будет складываться из сопротивлений: профильного, индуктивного и волнового:

$$C_{xa} = C_{xa_проф} + C_{xa_инд} + C_{xa_волн}.$$

Опыт подтверждает существование прямого скачка уплотнения на крыле при $M > M_{кр}$ и по мере увеличения скорости скачок над крылом смещается к задней кромке крыла. Кроме того, под крылом тоже может образоваться скачок уплотнения.

Нижний скачок достигает задней кромки раньше, чем верхний.

С увеличением скорости протяженность сверхзвуковых зон над и под крылом увеличивается, что приводит к еще большему смещению наибольших разрежений назад, разность давлений перед и за крылом увеличивается, в итоге лобовое сопротивление крыла продолжает возрастать.

3.9.9. Смешанное обтекание крыла при наличии местных и головного скачков уплотнения

Такое обтекание возможно при скорости полета, большей скорости звука. При набегании потока со скоростью, большей скорости звука, на носке крыла этот поток тормозится, скорость его становится меньше скорости звука, давление в потоке повышается. Перед крылом образуется область дозвукового потока. На границе дозвукового и сверхзвукового потоков возникает головной скачок уплотнения (рис. 62).

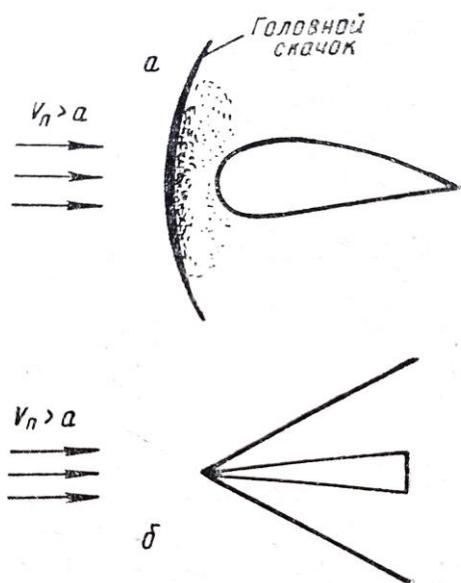


Рис. 62. Головной скачок уплотнения

Наибольшую интенсивность головной скачок имеет непосредственно перед телом. «Усы» скачка, идущие вверх и вниз, имеют меньшую интенсивность, и она ослабевает по мере удаления от тела.

Одновременно с возникновением головного скачка на крыле могут присутствовать местные скачки уплотнения или хвостовые скачки.

При тупой части профиля головной скачок не может «сесть» на носок крыла и обтекание будет смешанным (дозвуковым и сверхзвуковым). Чтобы «посадить» головной скачок на носок крыла (см. рис. 62), надо иметь острую переднюю кромку.

3.9.10. Сверхзвуковое обтекание крыла

Сверхзвуковое обтекание возможно при большой сверхзвуковой скорости и наличии острой кромки крыла. При таком обтекании возникают головной и хвостовой скачки (рис. 63).

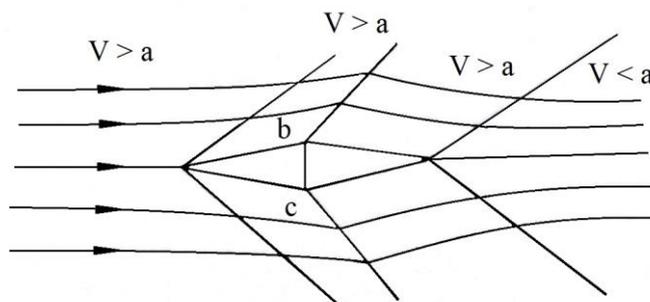


Рис. 63. Головной и хвостовой скачки уплотнения

Скорость потока остается больше скорости звука по всей длине профиля.

3.9.11. Дозвуковое обтекание крыла

Дозвуковое обтекание крыла имеет место при скоростях полета с числами Маха меньше, чем $M_{кр}$. При этом скачки уплотнения на крыле не образуются.

3.9.12. Влияние сжимаемости на аэродинамические характеристики прямого крыла

С увеличением скорости полета (числа M), при дозвуковом обтекании над крылом разрежение увеличивается быстрее, чем под крылом, и C_{ya} увеличивается. Значение C_{xa} тоже возрастает. Образование местного скачка уплотнения связано с образованием сверхзвуковой зоны скоростей над крылом, это сопровождается увеличением C_{ya} и одновременно за счет возникновения волнового сопротивления резко увеличивается C_{xa} . По мере увеличения скорости скачок уплотнения над крылом смещается к задней кромке, и зона больших разрежений воздуха над крылом расширяется, C_{ya} продолжает увеличиваться, растет и C_{xa} .

При какой-то скорости образуется скачок под крылом, т. е. под крылом создается зона больших разрежений – C_{ya} резко уменьшается, C_{xa} продолжает увеличиваться. Нижний скачок достигает задней кромки раньше, чем верхний, и с этого момента C_{ya} начинает увеличиваться за счет расширения зоны больших разрежений над крылом, так как верхний скачок продолжает приближаться к хвосту крыла.

При достижении числа $M > 1$ образуется головной скачок, и это вызывает образование большого сопротивления и уменьшения C_{ya} . За счет уменьшения C_{ya} будет уменьшаться коэффициент индуктивного сопротивления крыла, и при $M > 1$ C_{xa} будет немного уменьшаться с увеличением числа M . Сказанное можно представить в виде графика (рис. 64).

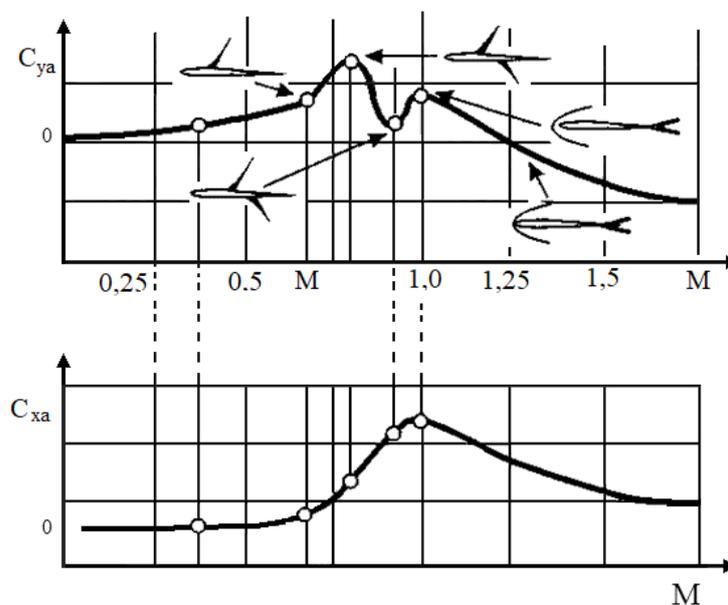


Рис. 64. График зависимости C_{ya} и C_{xa} от числа M

С увеличением числа M аэродинамическое качество крыла уменьшается, $C_{ya \max}$ и $\alpha_{кр}$ уменьшаются (рис. 65).

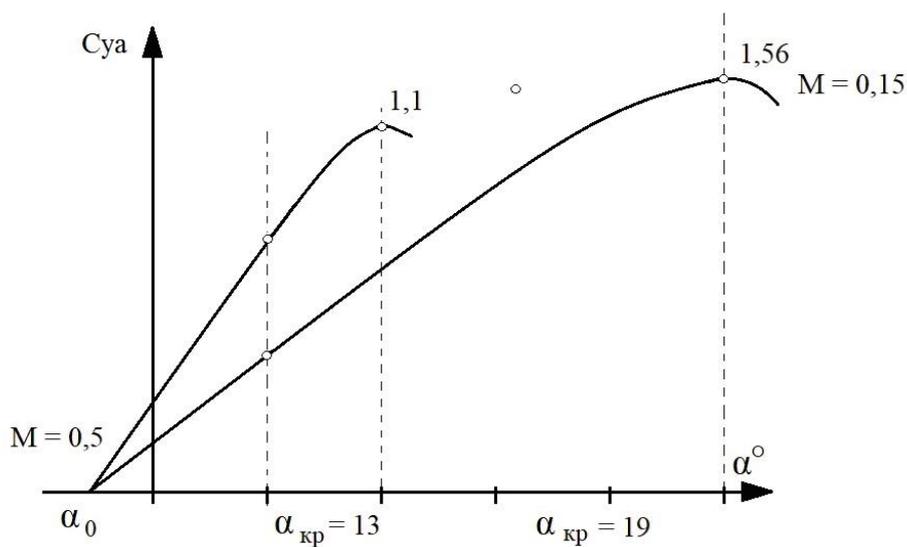


Рис. 65. $C_{ya \max}$ и $\alpha_{кр}$ в зависимости от числа M

Аэродинамические характеристики крыла и самолета представляются, как обычно, в виде поляра. Для скоростных самолетов строят сетку (семейство) поляр для различных чисел M ; пример такой сетки показан на рис. 66.

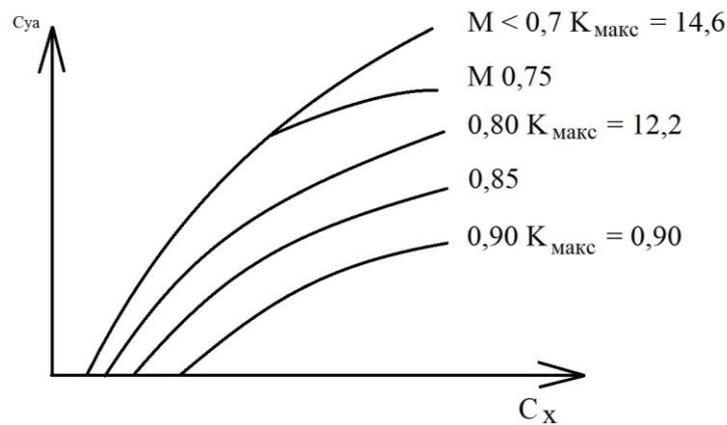


Рис. 66. Поляры для различных чисел M

Необходимо отметить, что в полете на постоянной скорости с увеличением высоты число $M_{кр}$ уменьшается, так как возрастает значение C_{ya} , что при одной и той же скорости набегающего потока приводит к возрастанию местных скоростей вдоль профиля. Поэтому при меньшей скорости полета где-то на крыле появится местная скорость, равная скорости звука. Уменьшение $M_{кр}$ для максимальной высоты полета современных самолетов составляет 0,04–0,05.

3.9.13. Допустимое число M

Как видно из вышеизложенного, аэродинамические характеристики зависят от числа M . Соответственно, становятся зависимыми от числа M летные характеристики и поведение самолета. Поэтому для каждого самолета конструктор устанавливает максимально допустимое число M из условий сохранения устойчивости и управляемости самолета (для А320 – $M_{\text{доп max}} = 0,82$).

Во время полета сверхзвуковых самолетов бывают слышны звуковые «хлопки» – так пассажиры воспринимают перепад давлений, возникающий вследствие образования системы скачков уплотнения перед крылом, стабилизатором и т. п.

Перепад давлений передается воздушной среде по направлениям, перпендикулярным к поверхности волны. Достигнув земли, перепад давлений воздействует на окружающие предметы, в том числе на человека.

Если самолет летит со скоростью, большей скорости звука на малой высоте, то порождаемая им ударная волна из-за образования скачков уплотнения способна вызвать разрушительное воздействие на людей и постройки. Поэтому для сверхзвуковых скоростей полета устанавливается безопасная высота не менее 9000 м.

3.9.14. Особенности крыла скоростного самолета

Возникновение волнового кризиса на крыле сопровождается резким увеличением его лобового сопротивления, тряской из-за волнового срыва потока, перераспределением давления по поверхности крыла, нарушением устойчивости и управляемости самолета.

Поэтому при создании самолета стремятся применить такие формы крыла в плане и аэродинамические профили, при которых кризисные явления наступали бы на возможно большей скорости, т. е. обеспечить большее критическое число M .

Основными факторами, обеспечивающими большее критическое число M , являются:

- применение тонких профилей;
- применение ламинаризованных профилей;
- применение профилей с малой кривизной;
- применение крыльев малого удлинения;
- применение стреловидного крыла;
- применение суперкритических (сверхкритических) профилей;
- для сверхзвуковых самолетов применение крыла с острой передней кромкой.

Указанные факторы и определяют выбор формы крыла для скоростного самолета.

Вопросы для самоконтроля

1. Дайте определение понятию «аэродинамическое качество» самолета.
2. Эксплуатационные и конструктивные факторы, влияющие на аэродинамическое качество самолета.
3. Перечислите основные пути повышения аэродинамического качества самолета.
4. Изобразите поляру самолета и укажите на ней характерные углы.

5. Дайте определение прямому и косому скачку уплотнения.
6. Дайте определение критическому числу Маха.
7. Какие особенности обтекания крыла возникают при числах $M > M_{\text{крит}}$?
8. Поясните причину возникновения нормальной перегрузки в полете. Изобразите связанную и скоростную системы координат, укажите углы, определяющие их взаимное положение.
9. Представьте взаимное положение нормальной и траекторной систем координат, укажите характерные углы.

4. СИЛОВЫЕ УСТАНОВКИ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ

По способу создания силы тяги двигатели, применяемые на летательных аппаратах (ЛА), подразделяются на винтовые и реактивные.

Винтовые двигатели создают потребную для полета ЛА силу тяги за счет движителя – воздушного винта.

Создание поршневого двигателя (ПД) внутреннего сгорания, который был использован для привода воздушного винта, обусловило начальный этап развития авиации, а непрерывное совершенствование винтомоторной силовой установки с ПД обеспечивало высокую эффективность авиационной техники при непрерывно возрастающих потребных скоростях и высотах полета.

Мощность N_e , передаваемая коленчатым валом поршневого двигателя валу воздушного винта, практически не зависит от скорости полета. Однако мощность, передаваемая винтом летательному аппарату и определяющая силу тяги, – так называемая тяговая мощность $N_T = N_{\text{эв}}$ зависит от эффективности работы винта (КПД винта η_v). Воздушный винт работает с высокой эффективностью до скоростей полета, соответствующих числу $M = 0,5-0,6$, при увеличении скорости полета явления, связанные со сжимаемостью воздуха, на концах лопастей винта приводят к значительной потере его эффективности.

Поэтому в связи с увеличением потребной скорости и высоты полета уже в начале 50-х годов XX в. проектировщики ПД подошли к барьеру по тяговой мощности, т. е. практически исчерпали все возможности совершенствования этого типа двигателей, и дальнейшее повышение скорости и высоты полета ЛА за счет повышения мощности и высотности (обеспечения необходимой мощности с ростом высоты полета) ПД стало уже невозможным, поскольку это приводило к недопустимому увеличению массы и габаритов ПД.

В настоящее время ПД широко применяются в легких и нескоростных самолетах и вертолетах, однако развитие авиакосмической техники с начала 50-х годов характеризуется широким применением реактивных двигателей, тяговая мощность которых не уменьшается с увеличением скорости полета.

Реактивные двигатели, создающие тягу за счет прямой реакции струи выхлопных газов, подразделяются на ракетные (РД) и воздушно-реактивные (ВРД).

Ракетные двигатели на жидком и твердом топливе (ЖРД и РДТТ) выделяются из всего семейства двигателей, используемых на ЛА, уникальными свойствами:

- практически неизменной тяговой мощностью в широком диапазоне скоростей;
- возможностью работы на больших высотах полета, включая безвоздушное космическое пространство, причем с увеличением высоты полета тяга ракетных двигателей растет;
- относительной (по сравнению с другими типами двигателей) простотой конструкции;
- исключительной возможностью получения больших мощностей в одном агрегате при сравнительно малой его массе и габаритных размерах.

Все это делает РД незаменимыми для ЛА, предназначенных для полета в космическом пространстве.

Однако большие расходы топлива, практическая невозможность регулирования тяги по произвольному закону в широких диапазонах, невозможность снабжения бортовых систем ЛА энергией от маршевых двигателей, что требует наличия на борту ЛА дополнительных источников энергопитания, необходимость иметь на борту ЛА запас не только горючего, но и окислителя, что существенно снижает весовую отдачу ЛА с ракетным двигателем, практически исключают возможность использования РД в силовых установках многоцветных транспортных ЛА, совершающих полеты в пределах атмосферы.

Ракетные двигатели иногда применяются на высокоскоростных маневренных самолетах в качестве дополнительной силовой установки, позволяющей кратковременно увеличить скорость или высоту полета, и в качестве стартовых ускорителей, существенно сокращающих необходимую для взлета длину ВПП.

Воздушно-реактивные двигатели используют в качестве горючего керосин, находящийся в топливных баках ЛА, а в качестве окислителя – кислород

воздуха. Наибольшее распространение в авиации получил турбореактивный двигатель (ТРД) (рис. 67), являющийся базой для создания целого семейства двигателей, объединяемых под общим названием газотурбинных двигателей (ГТД).

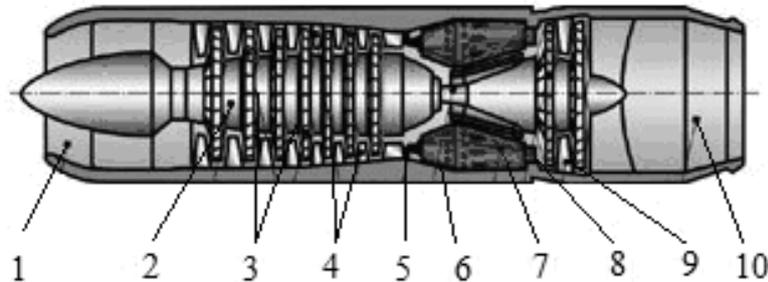


Рис. 67. К объяснению принципа работы ТРД

ТРД – газотурбинный двигатель, тяга которого $P_{дв}$ создается за счет преобразования тепловой энергии, выделяющейся при сгорании топлива, в кинетическую энергию потока газа, а возникающая при этом реакция используется как движущая сила:

$$P_{дв} = m_{сек}(W_c - V) + f_c(p_c - p_0),$$

где $P_{дв}$ – сила тяги двигателя, Н; $m_{сек}$ – секундный расход воздуха и горючего (керосина) через двигатель, кг/с; W_c – скорость истечения газов из сопла, м/с; V – скорость полета, м/с; f_c – площадь среза сопла, м²; p_c – давление на срезе сопла, Па; p_0 – давление окружающей среды, Па.

Поток воздуха, попадающего в двигатель, тормозится во входном устройстве 1, в результате чего давление воздуха перед осевым компрессором 2 повышается.

Ротор (вращающаяся часть) объединяет ряд рабочих колес компрессора 3, представляющих собой диски с закрепленными на них рабочими лопатками. При вращении ротор, подобно вентилятору, воздействует на воздушный поток и заставляет его двигаться вдоль оси двигателя через ряд неподвижно закрепленных по окружности на корпусе двигателя спрямляющих лопаток 4. Каждый ряд спрямляющих лопаток располагается за соответствующим рабочим колесом, образуя статор (неподвижную часть компрессора). Ряд неподвижных лопаток, называемых спрямляющим аппаратом, в совокупности с рядом рабочих лопаток рабочего колеса называется ступенью компрессора. Проходя через многоступенчатый осевой компрессор, воздух сжимается, его давление многократно

(в 10–40 раз) повышается. Отношение давления воздуха на выходе из компрессора p_2 к давлению на входе p_1 называется степенью повышения давления: $\pi_k = \frac{p_2}{p_1}$.

Сжатый воздух из компрессора попадает в камеру сгорания, образованную несколькими расположенными по периметру корпуса жаровыми трубами 7 (или одной кольцевой трубой). Примерно 25–35 % от общего потока воздуха направляется непосредственно в жаровые трубы, где происходит основной процесс сгорания керосина, поступающего в распыленном состоянии через форсунки 5.

Другая часть воздуха обтекает наружные поверхности жаровых труб, охлаждая их, и на выходе из камеры сгорания смешивается с продуктами сгорания для их охлаждения, что позволяет поддерживать температуру газовой смеси в камере сгорания на уровне ($T_r = 1400–1900$ К), определяемом допустимой теплопрочностью стенок камеры сгорания, лопаток 8 ротора и лопаток 9 спрямляющего аппарата турбины, на которую образовавшийся в камере сгорания и имеющий высокую температуру и давление газовый поток устремляется через суживающийся сопловой аппарат камеры сгорания.

Часть потенциальной энергии газовой смеси, полученной при сжатии воздуха в компрессоре и нагреве его в камере сгорания, преобразуется ротором газовой турбины, устройство которой аналогично устройству компрессора, в механическую работу вращения ротора компрессора, соединенного общим валом 6 с ротором турбины.

Кроме того, часть механической мощности отбирается от вала 6 для привода агрегатов двигателя (топливных подкачивающих насосов, масляных насосов и т. п.) и привода электрогенераторов, обеспечивающих энергией различные бортовые системы. От компрессора также забирается часть сжатого воздуха для различных бортовых систем.

Основная часть энергии продуктов сгорания идет на ускорение газового потока в выходном устройстве ТРД (реактивное сопло 10), т. е. на создание реактивной тяги.

Стартовая закрутка вала 5 осуществляется стартером, приводимым при запуске двигателя от наземного или бортового электроагрегата, при дальнейшей работе двигателя вращение вала (и ротора компрессора) поддерживается вращением ротора турбины.

При запуске двигателя топливовоздушная смесь в камере сгорания зажигается специальным запальным устройством, при дальнейшей работе двигателя горение поддерживается уже имеющимся факелом пламени.

Принципиальная схема ТРД приведена на рис. 68, где отмечены агрегаты, служащие основой создания других типов ГТД: 1 – входное устройство, 2 – осевой компрессор, 3 – камера сгорания, 4 – турбина, 5 – сопло.

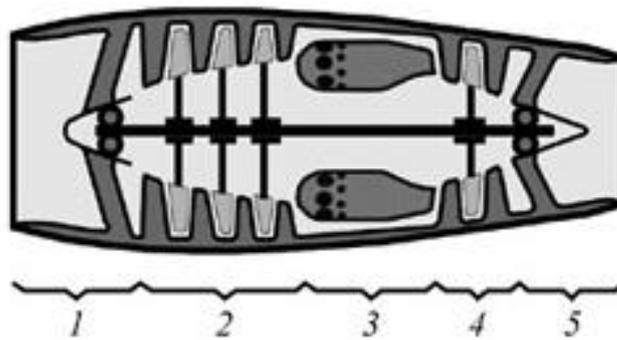


Рис. 68. Принципиальная схема ТРД

Турбореактивный двигатель с форсажной камерой (ТРДФ) (рис. 69) широко применяется на скоростных боевых самолетах. Как и в ТРД, основу внутреннего контура ТРДФ составляет турбокомпрессор (газогенератор) 1, включающий в себя компрессор, камеру сгорания и турбину. Между турбокомпрессором и соплом 3 (обычно регулируемым, т. е. с изменяемой площадью потока) установлена форсажная камера 2, в которой сжигается дополнительное горючее

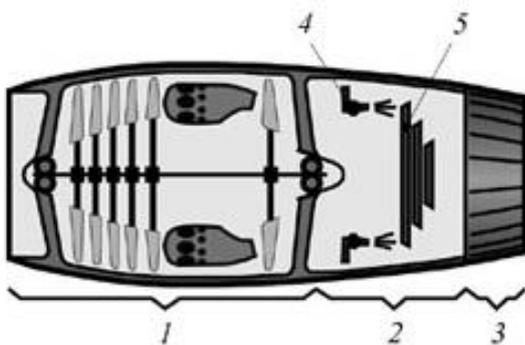


Рис. 69. Схема ТРДФ

(керосин), подаваемое через форсунки форсажной камеры 4. Стабилизаторы пламени 5 обеспечивают устойчивое горение обедненной кислородом топливной смеси (часть кислорода воздуха использована при горении керосина в камере сгорания турбокомпрессора). За счет сжигания дополнительного топлива происходит увеличение тяги на 50 %

и более, что связано, однако, с резким повышением расхода топлива. Поэтому режим форсажа (от франц. *forcage* – вынуждать, чрезмерно напрягать) используется кратковременно на взлете для сокращения длины разбега и в воздушном бою для увеличения скороподъемности и скорости полета.

Турбовинтовой двигатель (ТВД) (рис. 70) основное тяговое усилие (85–90 %) создает за счет воздушного винта 1, вращение которого обеспечивает турбокомпрессор 3 через понижающий частоту вращения редуктор 2.

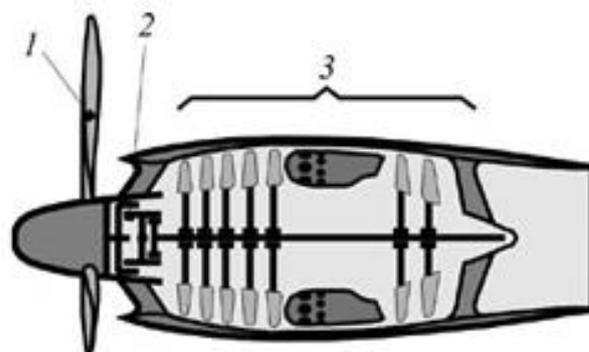


Рис. 70. Схема ТВД

Получение мощности, необходимой для вращения ротора компрессора и воздушного винта, обеспечивается турбиной с увеличенным числом ступеней, поэтому расширение газа в турбине происходит почти полностью и реактив-

ная тяга, получаемая за счет реакции газовой струи, вытекающей из двигателя, составляет только 10–15 % суммарной тяги. ТВД сочетают в себе преимущества ТРД на больших скоростях полета (способность создавать большую тягу при относительно небольшой массе и габаритах двигателя) и ПД на малых скоростях (низкие расходы топлива) и, обладая высокой топливной эффективностью, широко применяются в силовых установках, имеющих большую грузоподъемность и дальность полета самолетов (летающих на скоростях 600–800 км/ч) и вертолетов. ГТД, работающие с передачей мощности на несущий винт вертолета, принято называть турбовальными двигателями.

Дальнейшее повышение топливной эффективности самолетов различного назначения связано с применением турбореактивных двухконтурных двигателей

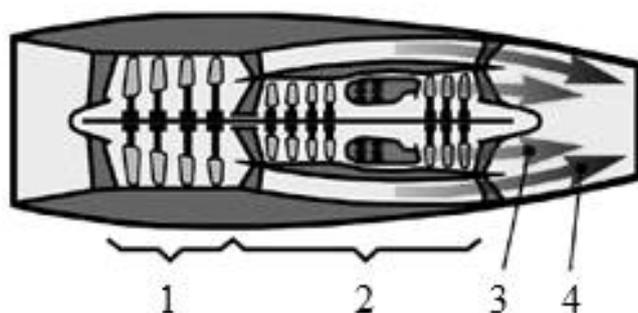


Рис. 71. Схема ТРДД

(ТРДД), или двухконтурных турбореактивных двигателей (ДТРД) (рис. 71), в которых избыточная мощность турбины турбокомпрессора 2 передается компрессору низкого давления 1 так называемого второго (внешнего) контура двигателя (а не винту, как в ТВД).

Воздушный поток, поступающий в ТРДД, сжимается в компрессоре 1, а за ним часть потока 3 идет через турбокомпрессор 2 (внутренний контур двигателя, контур высокого давления), где рабочий процесс аналогичен рабочему процессу ТРД. Другая (холодная) часть потока 4 проходит через внешний контур низкого давления и на выходе из контура смешивается с горячим потоком 3.

Увеличение массового расхода воздуха, уменьшенные по сравнению с ТРД температура и скорость выхлопной струи ТРДД снижают расход топлива и уменьшают шум двигателя.

Для маневренных многорежимных сверхзвуковых самолетов применяются ТРДДФ – турбореактивные двухконтурные двигатели с форсажем (обычно во внешнем контуре).

Важнейшим параметром, определяющим тяговые, массовые и экономические характеристики ТРДД, является степень двухконтурности $m = \frac{G_1}{G_2}$, где

G_1 – массовый расход воздуха через внешний, а G_2 – массовый расход воздуха через внутренний контур двигателя. Очевидно, что для обычного ТРД степень двухконтурности $m = 0$.

ТРДД с низкой степенью двухконтурности ($m < 2$) применяются для сверхзвуковых самолетов, с высокой степенью двухконтурности ($m > 2$) – для транспортных самолетов.

С увеличением степени двухконтурности (а у современных двигателей $m = 6, 8$) компрессор низкого давления трансформируется в вентилятор, и изменяется конфигурация двигателя. Двухконтурный двигатель с высокой степенью двухконтурности принято называть турбовентиляторным двигателем

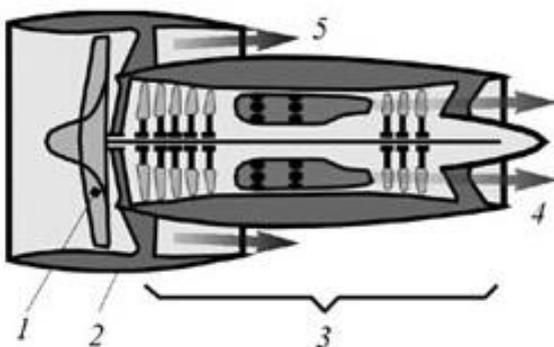


Рис. 72. Схема ТВлД

(ТВлД) или турбовентиляторным реактивным двигателем (ТВРД) (рис. 72). Здесь вентилятор 1, приводимый в движение турбокомпрессором 3, закапотирован сравнительно коротким кольцевым обтекателем 2, и горячая струя 5 внутреннего контура практически не смешивается с холодной струей 4.

Дальнейшим развитием ТРДД с большой степенью двухконтурности является винтовентиляторный двигатель (ВВлД), или турбовинтовентиляторный двигатель (ТВВД) (рис. 73).

В отличие от воздушного винта ТВД движитель ВВлД – это многолопастный (8–20 лопастей) винт 1 с саблевидной формой лопасти (с переменной по размаху лопасти стреловидностью передней и задней кромок) и специальной ее профилировкой, получивший название винтовентилятор.

Двигатель однорядной, или соосной схемы, когда на одном валу находятся два винтовентилятора с противоположным направлением вращения, открытый (рис. 73, а) или закапотированный кольцевым обтекателем 4 (рис. 73, б), приводится во вращение турбокомпрессором 3 через редуктор 2.

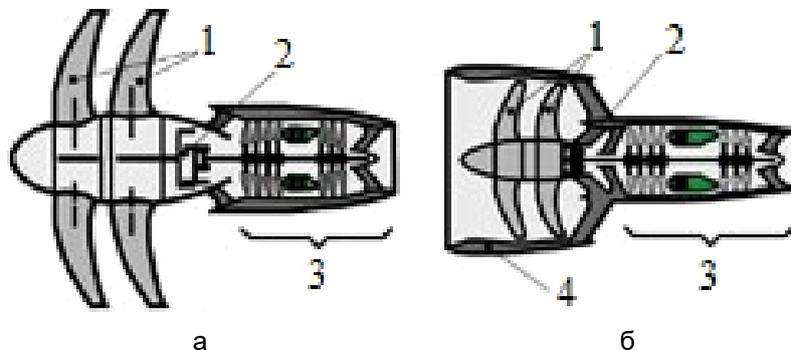


Рис. 73. Схема ВВд с открытым винтовентилятором (а) и с закрытым винтовентилятором (б)

Такие двигатели со сверхвысокой степенью двухконтурности (до 90 для открытого винтовентилятора и до 40 для закапотированного) позволяют существенно снизить расходы топлива при скоростях полета 800–900 км/ч.

Однако, как и для всякого нового типа двигателя, разработка ВВд требует решения ряда проблем, связанных с конструкцией самого двигателя (сложность конструкции, получение приемлемой массы винтовентилятора, шумоглушение), и проблем компоновочного характера, связанных с размещением такого крупногабаритного двигателя на самолете.

В любом случае, если для проектируемого ЛА разрабатывается новый двигатель, в процессе эскизного проектирования ведется согласование характеристик планера и силовой установки, разрабатывается ТЗ на проектирование двигателя и устанавливаются его потребные характеристики.

Основными характеристиками двигателя любого типа являются: масса двигателя $m_{дв}$ и его габариты; стартовая тяга двигателя $P_{дв0}$; удельная масса двигателя

$\gamma_{дв} = \frac{m_{дв}}{P_{дв0}}$, кг/Н; удельный расход двигателя C_p , показывающий расход

массы топлива на создание 1 Н тяги в час, кг/(Нч); высотно-скоростные характеристики $P = f(H, V)$ и $C_p = f(H, V)$; ресурс двигателя.

Качественный характер высотно-скоростных характеристик ГТД иллюстрирует рис. 74.

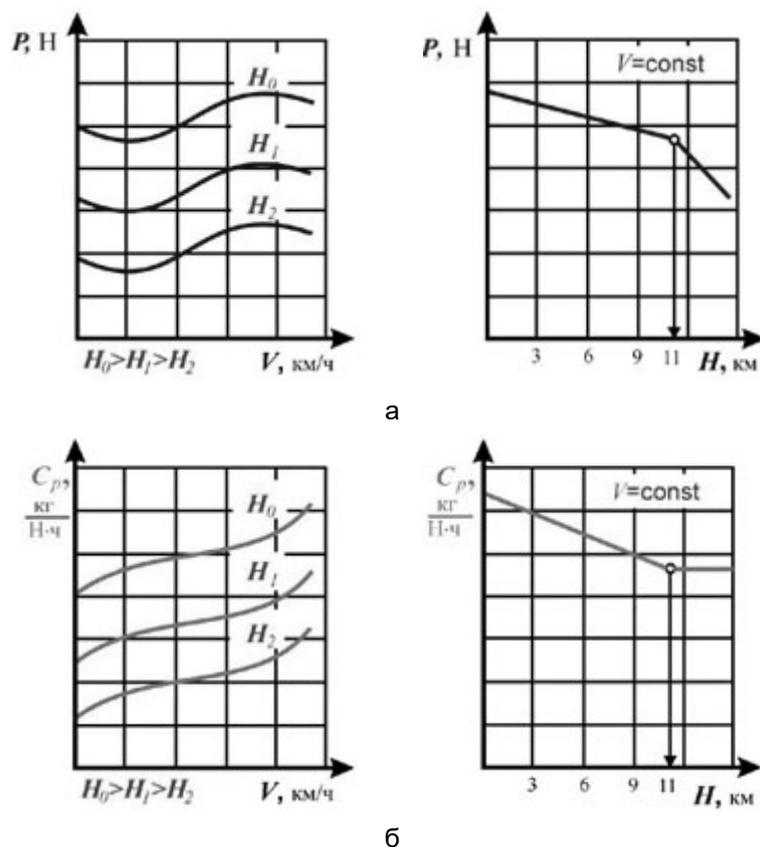


Рис. 74. Высотно-скоростные характеристики ГТД:
а – тяговые характеристики, б – расходные характеристики

Для ГТД эти характеристики определяются главным образом степенью повышения давления в компрессоре, степенью двухконтурности и температурой газа перед турбиной.

Потребная для определенных условий полета тяга (мощность) обеспечивается выбором соответствующего режима работы силовой установки. Пилот управляет режимом работы двигателя с помощью рычага управления двигателем (РУД), перемещение которого регулирует, т. е. увеличивает или уменьшает – дросселирует (от нем. *drosseln* – душить, сокращать) расход топлива.

Большинство современных пассажирских самолетов оборудуются вспомогательной силовой установкой (ВСУ) – небольшим ГТД, вся мощность которого используется не для создания тяги, а для снабжения энергией бортовых систем самолета. При стоянке на земле ВСУ обеспечивает работу электросистем, радиооборудования, системы кондиционирования самолета, техническое обслуживание самолета и его систем, запуск основных двигателей, что делает самолет независимым от аэродромных источников энергии. ВСУ может применяться и как источник энергии в аварийных ситуациях в полете.

Вопросы для самоконтроля

1. Принцип действия турбореактивного двигателя (ТРД).
2. Принцип действия турбовинтового двигателя (ТВД).
3. Чем двухконтурный ТРД отличается от одноконтурного?
4. Что означает характеристика «степень двухконтурности» для двухконтурного ТРД?
5. Дайте определение понятиям «реактивная тяга» и «удельный расход топлива».
6. Как и почему изменяется тяга двигателя при увеличении высоты?

5. ОСНОВНЫЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ И ЛЕТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ НА РАЗЛИЧНЫХ ЭТАПАХ ПОЛЕТА

5.1. Горизонтальный полет самолета

Установившимся горизонтальным полетом самолета (ГП) называется прямолинейное движение самолета с постоянной скоростью на постоянной высоте. Далее для упрощения под горизонтальным полетом будем понимать именно установившийся горизонтальный полет.

В горизонтальном полете на самолет действуют силы (рис. 75):

G – сила веса самолета;

Y_a – подъемная сила самолета;

X_a – сила лобового сопротивления;

P – сила тяги силовой установки.

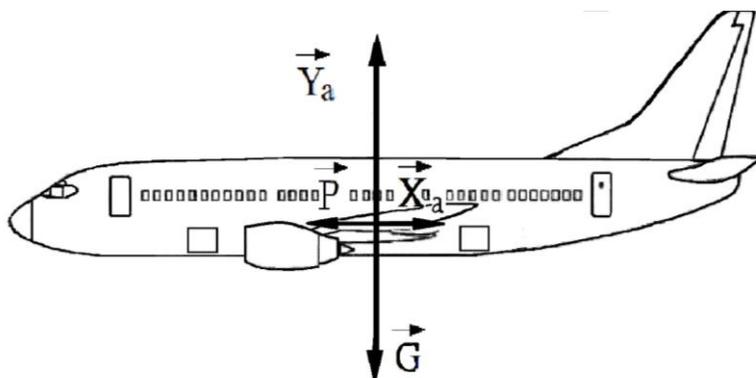


Рис. 75. Силы, действующие на самолет в горизонтальном полете

Как следует из определения, движение самолета установившееся, вращения самолета нет, поэтому можно считать, что все силы приложены в центре тяжести самолета.

Установившийся горизонтальный полет может выполняться при следующих условиях:

– для сохранения постоянства высоты подъемная сила должна уравновешивать силу веса: $Y_a = G$, если это равенство не будет обеспечено, то самолет перейдет к снижению или в набор высоты;

– для сохранения постоянства скорости подъемная сила тяги должна уравновешивать силу лобового сопротивления: $P = X_a$, если это равенство не будет выдержано, самолет будет двигаться с разгоном или замедлением скорости;

– для сохранения постоянства угла атаки нужно иметь равновесие продольных моментов.

В полете указанные равенства пилот осуществляет действием рулей в строгом соответствии с режимом работы силовых установок.

Выдерживание режима горизонтального полета сводится к тому, чтобы сохранить скорость, высоты и направление полета. Выдерживание указанных параметров является важнейшим фактором обеспечения безопасности полета.

5.1.1. Потребная скорость горизонтального полета

Чтобы выполнять полет, нужна подъемная сила, и чтобы получить подъемную силу, самолет должен иметь скорость.

Скорость полета, при которой создается подъемная сила, по величине равная весу самолета, называется потребной скоростью $V_{\text{пн}}$, ее величина определяется из первого условия:

$$Y_a = G = C_{ya} \frac{\rho V^2}{2} S = mg ,$$

отсюда получим формулу потребной скорости:

$$V_{\text{пн}} = \sqrt{\frac{2G}{C_{ya} \cdot \rho S}} .$$

Из формулы следует:

1. Чем больше полетный вес самолета, тем больше потребная скорость для полета на данном угле атаки при неизменном значении плотности воздуха ρ .

2. Чем меньше плотность воздуха ρ , тем больше потребная скорость при тех же значениях G и C_{ya} . Следовательно, на любой высоте h потребная скорость $V_{гп h}$ будет больше, чем у земли $V_{гп 0}$.

$$V_{гп h} = V_{гп 0} \sqrt{\frac{\rho_0}{\rho_h}}.$$

Множитель $\sqrt{\frac{\rho_0}{\rho_h}}$ называется *высотной поправкой*.

3. Чем больше C_{ya} , тем меньше потребная скорость. Из известной зависимости C_{ya} от угла атаки следует, что чем больше угол атаки, тем больше C_{ya} , и, следовательно, меньше потребная скорость. Каждому углу атаки соответствует определенная скорость горизонтального полета.

Очевидно, наименьшая потребная скорость соответствует критическому углу атаки (поскольку C_{ya} максимален), и эта скорость называется минимальной теоретической скоростью горизонтального полета.

Если в формулу для $V_{гп}$ подставить данные, например, для самолета Ту-204 (полетная масса 90 000 кг, площадь крыла 168,6 м², для полета у земли $\rho = 1,225$ кг/м³; на критическом угле атаки 20° $C_{ya \max} = 1,34$), то получим минимальную теоретическую скорость $V_{\min \text{ теор}} = 287$ км/ч.

5.1.2. Потребная тяга горизонтального полета

Потребной тягой горизонтального полета называется сила тяги, необходимая для уравновешивания силы лобового сопротивления при полете на данном угле атаки. Из второго условия

$$P_{гп} = X_a = C_{xa} \frac{\rho V_{гп}^2}{2} S.$$

Чтобы выразить силу $P_{гп}$ через вес самолета и его аэродинамическое качество, запишем

$$\frac{C_{ya}}{C_{xa}} = K \quad \text{или} \quad C_{xa} = \frac{C_{ya}}{K}.$$

Тогда

$$P_{\text{гп}} = \frac{C_{ya}}{K} \frac{\rho V_{\text{гп}}^2}{2} S.$$

Так как $C_{ya} \frac{\rho V_{\text{гп}}^2}{2} S = Y_a$, а из первого условия $Y_a = G$, окончательно запишем:

$$P_{\text{гп}} = \frac{G}{K}.$$

Из этой формулы следует, что потребная тяга зависит только от полетного веса и аэродинамического качества самолета. Чем больше полетный вес, тем больше потребная тяга.

Каждому углу атаки соответствует определенная величина аэродинамического качества самолета, стало быть, и определенная величина потребной тяги при данном весе самолета.

Зависимость потребной тяги от угла атаки обратна аэродинамическому качеству самолета.

От критического до наивыгоднейшего угла атаки потребная тяга уменьшается и достигает минимального значения на наивыгоднейшем угле атаки, т.е. при максимальном качестве, при дальнейшем уменьшении угла атаки потребная тяга увеличивается.

График зависимости потребной тяги от угла атаки для самолета с разными полетными весами G_1 и G_2 представлен на рис. 76. Из графика видно, что минимальная потребная тяга для G_1 соответствует наивыгоднейшему углу атаки. Пунктиром показан график потребной тяги с меньшим полетным весом G_2 .

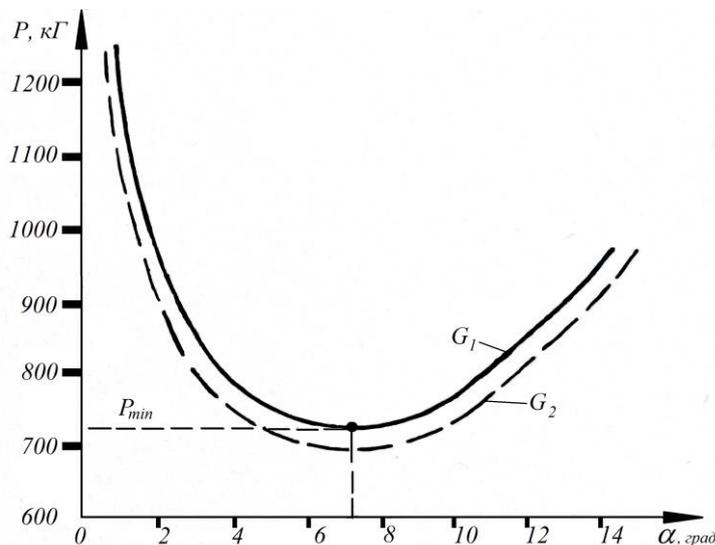


Рис. 76. Зависимость потребной тяги от угла атаки

Для практических целей график строят не по углу атаки, а по скорости $V_{гп}$.

Из формулы для $P_{гп}$ следует, что потребная тяга не зависит от высоты полета (это справедливо для относительно малых скоростей), и графики зависимости потребной тяги от скорости для разных высот будут сдвигаться вправо, располагаясь на общей горизонтальной касательной (рис. 77).

Чтобы определить возможность выполнения горизонтального полета, надо сравнить с потребной тягой тягу располагаемую, т. е. с тягой, развиваемой силовой установкой (работающей на определенном режиме работы) при данной скорости.

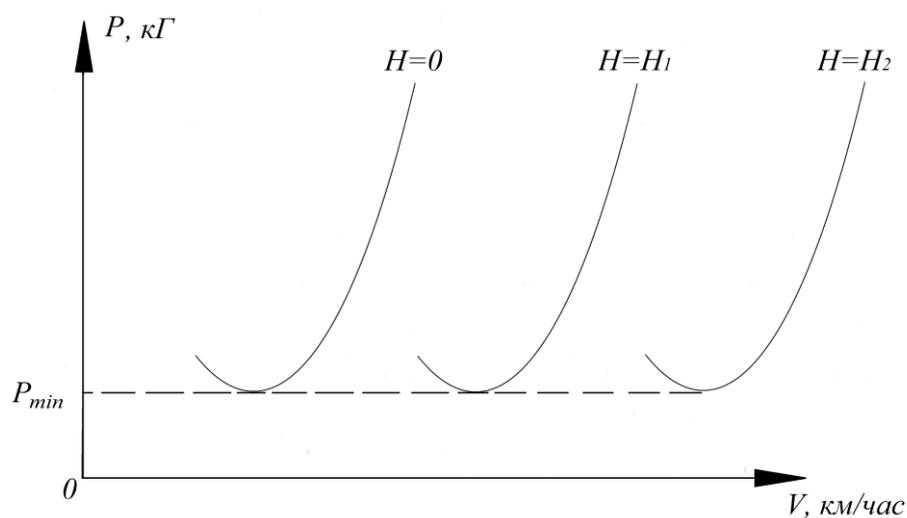


Рис. 77. Зависимость потребной тяги от высоты

Для этого надо на график потребной тяги наложить график располагаемой тяги. Получившийся график называется кривыми Жуковского, а метод определения летных характеристик по этим кривым — методом Жуковского.

На рис. 78 показаны кривые Жуковского для самолета Ан-124 (располагаемая тяга при номинальном режиме работы двигателей, потребная тяга для самолета с полетной массой 392 000 кг, параметры воздуха соответствуют МСА на высоте 0 м).

На кривых Жуковского находим характерные точки.

1. Правая точка пересечения кривых соответствует максимальной теоретической скорости горизонтального полета (800 км/ч), при которой располагаемая тяга на номинальном режиме равна потребной тяге. Полет в горизонтальном полете на большей скорости даже теоретически невозможен, так как потребная тяга станет больше располагаемой. Угол атаки при этой скорости в

данных условиях будет равен 3° . Самолет по условиям прочности имеет ограничение по приборной скорости, поэтому выполнять горизонтальный полет на теоретической максимальной скорости *запрещается*.

2. Проведя касательную к кривой потребных тяг, параллельную оси скоростей, находим точку, соответствующую минимальной потребной тяге; как уже было отмечено, это будет *наивыгоднейший угол атаки* (для Ан-124 $\alpha_{нв} = 8^\circ$) и ему соответствует *наивыгоднейшая скорость* (465 км/ч).

3. Касательная к кривой потребной тяги, параллельная оси тяги, в точке касания даст точку на кривой, соответствующей критическому углу атаки и минимальной теоретической скорости ($V_{\min T} = 350$ км/ч).

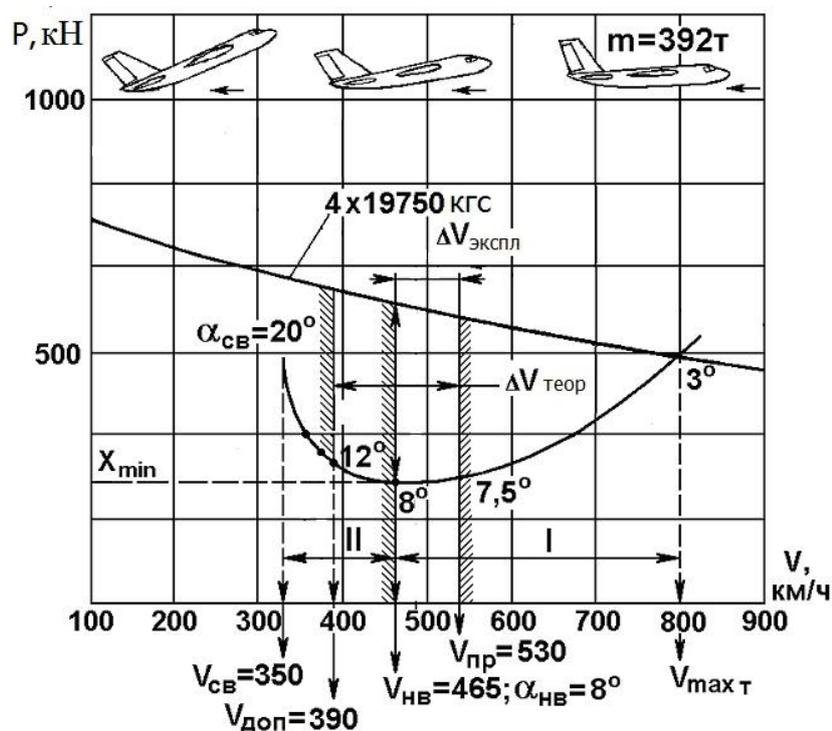


Рис. 78. Кривые Жуковского по тяге

4. Скорость приборная $V_{пр} = 530$ км/ч является максимально допустимой ($V_{мах доп}$ ограничивается по прочности самолета), соответствует $q = 13\,000$ Н/м², при ее превышении на 50–70 км/ч возможны остаточные деформации планера из-за больших динамических давлений. Это ограничение по скорости полета выдерживается на высотах 0–9000 м, выше применяется ограничение максимальной скорости полета по числу Маха $M = 0,77$ из условий устойчивости и управляемости.

5. Минимально допустимая скорость в эксплуатации $V_{\min \text{ доп}}$ больше минимальной теоретической скорости $V_{\min \text{ Т}}$ в 1,1–1,3 раза. Для самолета Ан-124 $V_{\min \text{ доп}} = 390$ км/ч.

Все скорости, на которых теоретически возможен полет ВС, называются теоретическим диапазоном скоростей горизонтального полета ($\Delta V_{\text{теор}}$). Величина этого диапазона есть разница между минимальной и максимальной скоростями $800 - 350 = 450$ км/ч.

Разность между располагаемой и потребной тягами на данной скорости полета называется избытком тяги ΔP :

$$\Delta P = \Delta P_{\text{расп}} - \Delta P_{\text{потр.}}$$

Максимальный избыток тяги соответствует экономическому углу атаки при номинальном режиме работы двигателей.

Разность между максимальной и минимальной теоретическими скоростями называется возможным диапазоном скоростей полета:

$$\Delta V = V_{\max} - V_{\min.}$$

Чем больше диапазон скоростей, тем больше маневренные возможности самолета.

5.1.3. Два режима горизонтального полета

По характеру пилотирования самолета при переходе от одной скорости на другую различают два режима полета.

Границей двух режимов горизонтального полета является наивыгоднейшая скорость для турбореактивных самолетов и экономическая скорость для самолетов с винтомоторной установкой.

Все скорости, меньшие граничной, являются скоростями второго режима, скорости, большие граничной – первого режима.

Первый режим характеризуется тем, что при взятии штурвала на себя угол атаки увеличивается, появляется избыток тяги, самолет начнет подниматься, и, чтобы сохранить горизонтальный полет, надо вслед за взятием штурвала на себя, уменьшить подачу топлива, т. е. РУД перевести также «на себя»; при отдаче штурвала – увеличить подачу топлива, т.е. РУД отдать тоже «от себя».

Второй режим характеризуется тем, что при взятии штурвала «на себя» угол атаки увеличивается, потребная тяга станет больше располагаемой и самолет бу-

дет снижаться, и, чтобы сохранить горизонтальный полет, надо вслед за взятием штурвала «на себя», *увеличить* подачу топлива, т. е. РУД перевести «от себя»; при отдаче штурвала – *уменьшить* подачу топлива, т. е. РУД взять «на себя».

Второй режим неэкономичен, в этом режиме на малых скоростях аэродинамические рули становятся менее эффективными, кроме этого, изменение угла атаки во втором режиме дает результат, совершенно обратный тому же изменению в первом режиме, и легко может быть допущена ошибка в пилотировании самолета. По этим причинам второй режим в практике не применяется.

5.1.4. Потребная мощность для горизонтального полета

Для самолетов с винтовыми силовыми установками, как правило, характеристики горизонтального полета анализируют не по кривым потребных и располагаемых тяг, а по кривым для мощностей.

Мощность – это работа силы в единицу времени и определяется произведением силы на скорость.

Потребная мощность для горизонтального полета – это секундная работа потребной силы тяги.

В системе единиц измерений СИ: $N_{\text{тп}} [\text{Вт}] = P_{\text{тп}} V_{\text{тп}}$.

В системе единиц измерений МКГСС: $N_{\text{тп}} [\text{л.с.}] = \frac{P_{\text{тп}} (\text{кгс}) \cdot V_{\text{тп}} (\text{м/с})}{75}$.

Зная данные для самолета (площадь крыла, полетный вес) и высоту полета, можно для каждой скорости полета вычислить потребную мощность и построить график зависимости потребной мощности от скорости полета.

Угол атаки, при котором потребная мощность минимальна, называется экономическим.

Чтобы определить, на каких скоростях возможен горизонтальный полет, на график потребной мощности накладывают график располагаемой мощности и находят на них характерные скорости, такие графики называют *кривыми Жуковского по мощности*.

На рис. 79 показан вид кривых Жуковского для мощностей самолета Ан-24 с полетной массой 20 000 кг у земли при номинальном режиме работы двигателей.

Характерные точки на кривых.

1. Максимальная скорость на угле атаки 2° (480 км/ч), находится в точке пересечения кривых.

2. Наивыгоднейшая скорость 300 км/ч соответствует наивыгоднейшему углу атаки (6°), находится проведением касательной к кривой потребных мощностей из начала координат.

3. Экономическая скорость, соответствующая экономическому углу атаки (11°), равна 230 км/ч; находится проведением касательной к кривой потребных мощностей параллельно оси скоростей. Экономическая скорость является *практической минимальной скоростью*.

4. Теоретическая минимальная скорость горизонтального полета при угле атаки 19° равна 191 км/ч.

5. Разность между располагаемой и потребной мощностями на данной скорости полета называется *избытком мощности*. Максимальный избыток мощности соответствует углу атаки, близкому к наивыгоднейшему.

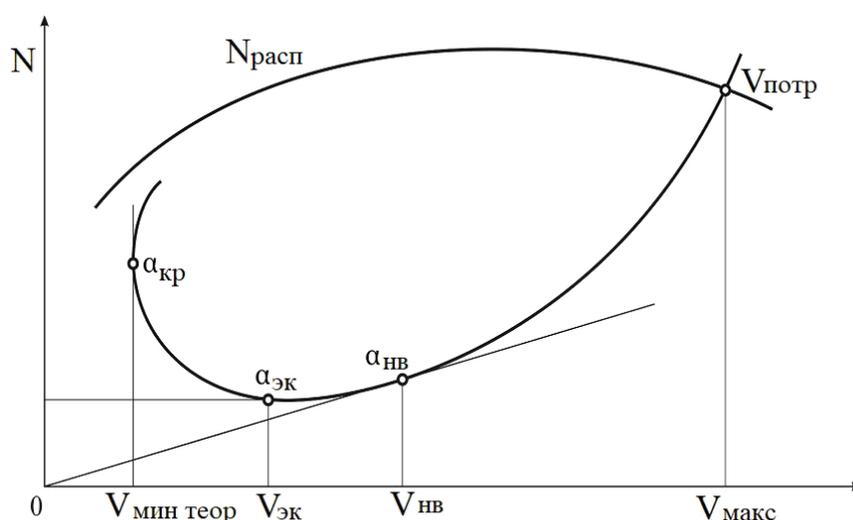


Рис. 79. Кривые Жуковского по мощности

Потребная мощность с увеличением полетного веса самолета увеличивается. С увеличением высоты полета потребная мощность увеличивается в такой же степени, как и потребная скорость:

$$N_h = N_0 \sqrt{\frac{\rho_0}{\rho_h}}.$$

Графики потребной мощности для больших высот будут сдвигаться вправо и вверх, размещаясь на одной общей касательной из начала координат (рис. 80).

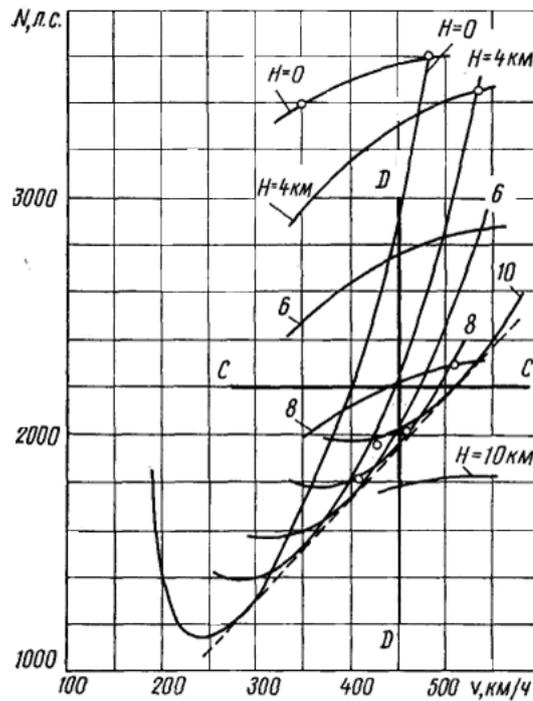


Рис. 80. Влияние высоты на кривые Жуковского по мощности

Влияние эксплуатационных факторов на летные характеристики самолета

Рассмотрим влияние *полетной массы* на летные характеристики самолета.

Из рассмотренного выше следует, что с увеличением массы самолета:

- потребная скорость увеличивается;
- минимальная теоретическая скорость увеличивается;
- потребная тяга (мощность) увеличиваются;
- максимальная скорость уменьшается;
- диапазон скоростей уменьшается;
- наивыгоднейшая и экономическая скорости увеличиваются;
- избыток тяги (мощности) на всех скоростях уменьшается.

Рассмотрим влияние *высоты полета* на летные характеристики самолета.

С подъемом на высоту располагаемая тяга силовых установок уменьшается.

Все характерные скорости полета увеличиваются, только максимальная теоретическая на больших высотах уменьшается.

Потребная тяга с увеличением высоты практически не изменяется. Некоторое увеличение потребной тяги на больших высотах связано с увеличением потребной скорости, т. е. увеличением числа M , что приводит к снижению качества K .

Потребная мощность, как выше указывалось, с увеличением высоты растет.

Предельно возможной высотой полета будет та высота, на которой кривая располагаемых тяг (мощностей) коснется в одной точке. Эта высота называется *теоретическим потолком самолета*. Кроме того, существует *практический потолок самолета*. Это высота, на которой максимально возможная вертикальная скорость набора составляет 0,5 м/с.

Выполнять рейсовые полеты выгодно на больших высотах. Падение плотности воздуха с высотой приводит к увеличению потребной скорости самолета на том же угле атаки. Потребная тяга при этом не меняется. Поэтому при том же расходе топлива самолет будет лететь быстрее. Кроме того, при подъеме на высоту у турбореактивных и турбовинтовых двигателей улучшаются показатели топливной эффективности.

При выборе высоты полета учитывают еще и расстояние между аэропортами, загрузку самолета, направление и скорость ветра, возможность использования эшелона.

5.1.5. Характерные режимы горизонтального полета самолета

Режим горизонтального полета определяется высотой, скоростью и режимом работы двигателей в данном полете.

Для силовых установок каждого самолета устанавливается режим, который может быть использован без ограничения по времени в течение всего срока службы силовой установки, это соответствует примерно 0,8–0,9 номинальной мощности. Такой режим называют наибольшей крейсерской мощностью.

В практике используются режимы:

а) режим наибольшей продолжительности полета. Скорость в этом режиме близка к наивыгоднейшей для самолетов с ТРД и к экономической для самолетов с ТВД и ПД, часовой расход топлива минимальный. Этот режим рекомендуется для полетов в зоне ожидания и при восстановлении ориентировки;

б) режим наибольшей дальности полета. На этом режиме километровый расход топлива наименьший. Рекомендуется для маршрутных полетов с ограниченным запасом топлива и для полетов по расписанию с попутным ветром;

в) режим наибольшей крейсерской мощности. Это режим для полетов по расписанию со встречным ветром и в штиль;

г) номинальный режим работы двигателей. Этот режим допускается использовать только в особых случаях полета в течение ограниченного времени.

Для каждого самолета характеристики режимов указываются в специальных таблицах или представляются в виде крейсерских графиков, по которым и ведется выбор режима полета. На современных высокоавтоматизированных воздушных судах рекомендуемые режимы полета рассчитываются в бортовых системах управления полетом (FMGS).

5.2. Схема сил в наборе высоты. Уравнения движения.

P_n , V_n и N_n для набора высоты

Набором высоты называется равномерное и прямолинейное движение самолета вверх по траектории, наклонной к горизонту. Угол, заключенный между траекторией набора высоты и линией горизонта, называется углом набора θ_n . В наборе высоты на самолет действуют те же силы, что и в горизонтальном полете (рис. 81).

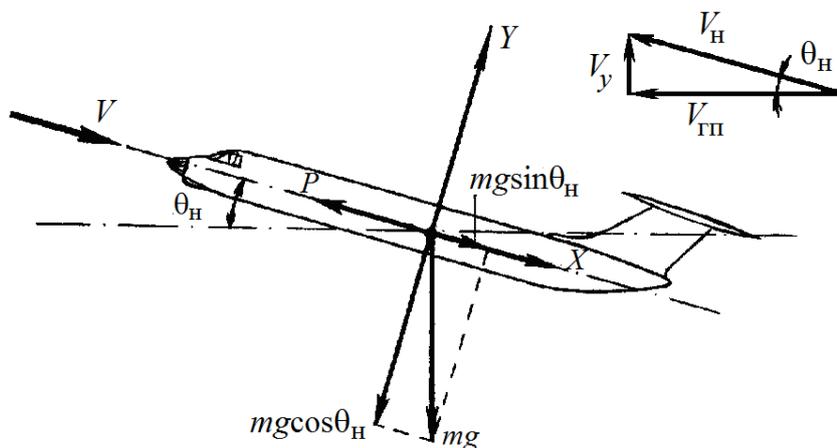


Рис. 81. Схема сил в наборе высоты

Так как движение самолета установившееся, силы и моменты уравновешены, то можно считать, что все силы расположены в центре тяжести самолета.

Условием прямолинейности набора высоты является равенство

$$Y_a = G \cdot \cos \theta_n, \quad \theta_n = \text{const.} \quad (5.1)$$

Для того, чтобы набор происходил с постоянной скоростью, необходимо обеспечить равенство сил вдоль траектории набора, а именно:

$$P = X_a + G \cdot \sin \theta_n, \quad V = \text{const.} \quad (5.2)$$

Нарушение одного из условий установившегося набора высоты приведет к нарушению другого. Из анализа уравнений (5.1), (5.2) можно сделать следующие выводы:

- подъемная сила при наборе высоты меньше, чем в горизонтальном полете на том же угле атаки, так как она уравнивает только часть силы тяжести $mg\cos\beta$;

- сила тяги в наборе высоты больше, чем в горизонтальном полете, так как она уравнивает не только лобовое сопротивление, но и вторую составляющую силы тяжести $mg\sin\theta_H$.

Из уравнения (5.1) определяем величину потребной скорости для набора высоты:

$$Y_a = C_{ya} \frac{\rho V^2}{2} S = G \cdot \cos\theta_H,$$

$$V_{гп} = \sqrt{\frac{2G \cdot \cos\theta_H}{C_{ya} \cdot \rho \cdot S}} = V_{гп} \sqrt{\cos\theta_H}. \quad (5.3)$$

Так как углы набора высоты для самолетов гражданской авиации не превышают 13–15°, то можно считать, что скорость, потребная для набора высоты, равна скорости, потребной для горизонтального полета: $V_H = V_{гп}$.

Величину потребной тяги для подъема можно определить из условия равномерности движения (5.2)

$$P_H = X_a + G\sin\theta_H,$$

$$P_H = P_{гп} + G\sin\theta_H, \quad (5.4)$$

$$P_H = P_{гп} + \Delta P.$$

При полете на максимальной скорости горизонтального полета или на теоретическом потолке, где избыток тяги $\Delta P = 0$, набор высоты невозможен.

Величину потребной мощности для набора высоты можно определить следующим образом:

$$N_H = P_H V_H = (P_{гп} + G\sin\theta_H) \cdot V_H = N_{гп} + G V_y. \quad (5.5)$$

Основные характеристики набора высоты. Поляры вертикальных скоростей. Влияние эксплуатационных факторов

Основными характеристиками набора высоты являются:

- угол набора высоты (угол наклона траектории);
- вертикальная скорость V_y .

Из уравнения (5.2) получим формулу для определения угла набора высоты

$$\sin \theta_n = \frac{P_n - P_{\text{пр}}}{G} = \frac{\Delta P}{G}. \quad (5.6)$$

Из анализа формулы (5.4) можно сделать следующие выводы:

- угол набора увеличивается при увеличении P_n и уменьшении $P_{\text{пр}}(X)$;
- угол набора уменьшается при увеличении массы самолета;
- угол набора максимальный (самый крутой набор) на наивыгоднейшей скорости ($V_n = V_{\text{эк}}(V_{\text{нв}})$), где запас тяги максимальный.

Вертикальной скоростью набора высоты V_y называется высота, набираемая самолетом за 1 с. Определяется по формуле

$$V_y = V_n \cdot \sin \theta_n = \frac{\Delta P V_n}{G} = \frac{\Delta N}{G}. \quad (5.7)$$

Из анализа формулы (5.7) следует, что:

- вертикальная скорость увеличивается при увеличении располагаемой тяги и уменьшении сопротивления самолета;
- вертикальная скорость уменьшается при увеличении массы;
- вертикальная скорость уменьшается с увеличением высоты. Диспетчер должен помнить, что вертикальная скорость самолета уменьшается наиболее интенсивно на высотах более 11 000 м, так как располагаемая тяга двигателей с этой высоты уменьшается резко из-за постоянства температуры воздуха;
- вертикальная скорость уменьшается при увеличении температуры, например, при увеличении температуры на 10° V_y уменьшается на 10–15 %;
- вертикальная скорость увеличивается при увеличении аэродинамического качества;
- вертикальная скорость уменьшается при увеличении массы самолета, поэтому важно на аэродромах с ограниченными подходами строго соблюдать взлетную массу. Например, увеличение массы на 1 % снижает V_y в среднем на 2–3 %;
- вертикальная скорость при отказе двигателя уменьшается вследствие уменьшения располагаемой тяги и увеличения сопротивления самолета;
- вертикальная скорость самолета во взлетно-посадочной конфигурации будет меньше, чем в полетной за счет большего сопротивления при выпущенных механизации и шасси.

Движение самолета при наличии ветра есть сложное движение, состоящее из относительного движения самолета со скоростью V и переносного движения самолета вместе с массой воздуха со скоростью ветра W (рис. 82). Величина и направление скорости ветра W не меняют величины вертикальной скорости набора высоты, а меняют величину и направление путевой скорости $V_{\text{пут}}$ и, следовательно, угол подъема.

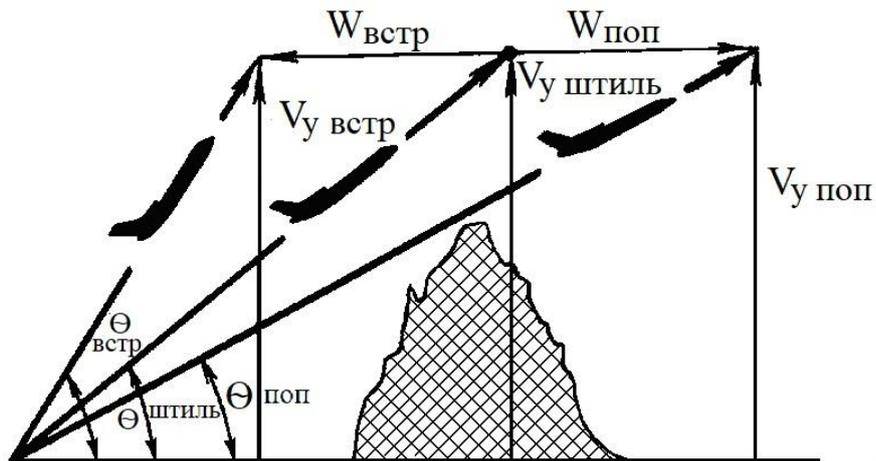


Рис. 82. Влияние ветра на траекторию набора высоты

Необходимо четко знать, что самолет при встречном ветре набирает высоту по более крутой траектории.

Наибольшая высота, на которой вертикальная скорость набора высоты равна нулю, называется теоретическим потолком самолета. На теоретическом потолке возможен только горизонтальный полет на наивыгоднейшей скорости (рис. 83).

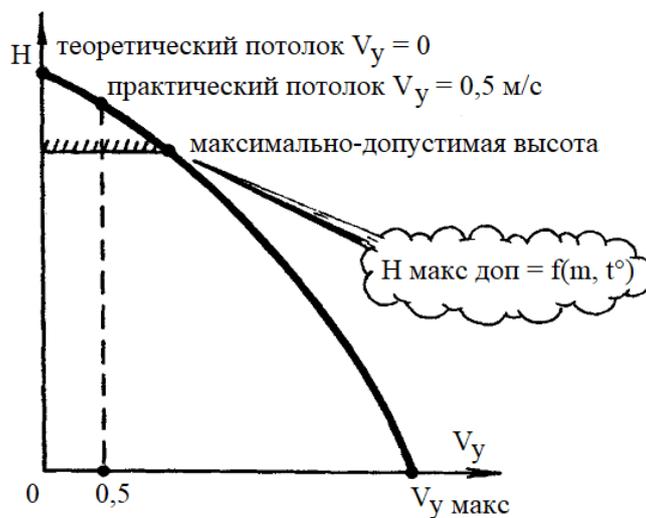


Рис. 83. Зависимость $V_{у\text{наб}}$ от высоты

Высота, на которой вертикальная скорость установившегося набора высоты равна 0,5 м/с, называется практическим потолком.

В качестве характеристик набора высоты часто используется градиент набора высоты η :

$$\eta = \operatorname{tg}\theta \cdot 100 \% = \frac{V_y}{V_H} \cdot 100 \% = \frac{H}{L} \cdot 100 \%$$

Характеристики набора высоты обычно определяются по полям вертикальных скоростей $V_y = f(V)$, которые строятся на основании кривых потребных и располагаемых тяг (мощностей) (рис. 84) с использованием формул (5.4, 5.5).

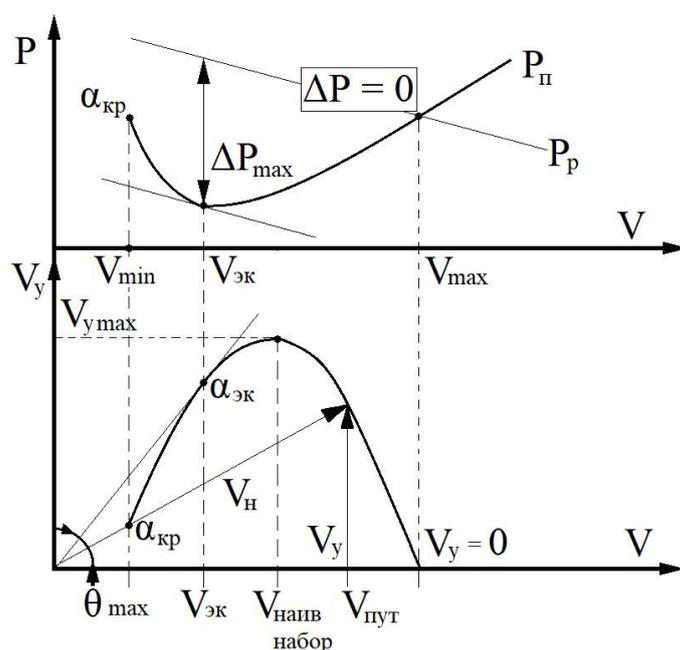


Рис. 84. Поляра скоростей набора

Режимы набора высоты определяются Руководством по летной эксплуатации для каждого конкретного типа самолета в зависимости от решения командира ВС и условий предстоящего полета. Существуют следующие режимы набора высоты:

- режим наиболее крутого набора высоты – θ_{\max} ;
- режим максимальной скороподъемности – $V_{y \max}$;
- режим скоростной (большой поступательной скорости);
- режим минимального расхода топлива.

5.3. Схема сил на снижении (планировании).

Уравнения движения. $P_{сн}$, $V_{сн}$ и $N_{сн}$ для снижения

Сначала внесем ясность между понятиями «снижение» и «планирование». При планировании сила тяги силовой установки равна нулю, т. е. двигатели не работают или работают на режиме малого газа, при котором тяга практически близка нулю.

Планированием называется прямолинейное и равномерное движение самолета вниз по наклонной к горизонту траектории. Угол, образованный траекторией планирования и линией горизонта, называют углом планирования.

При планировании на самолет действуют следующие силы (рис. 85):

- сила тяжести $G = mg$, направленная вертикально вниз, которая раскладывается на составляющие $G_1 = G \cos \theta_{пл} = mg \cos \theta_{пл}$ и $G_2 = G \sin \theta_{пл} = mg \sin \theta_{пл}$;
- подъемная сила Y_a ;
- сила лобового сопротивления X_a .

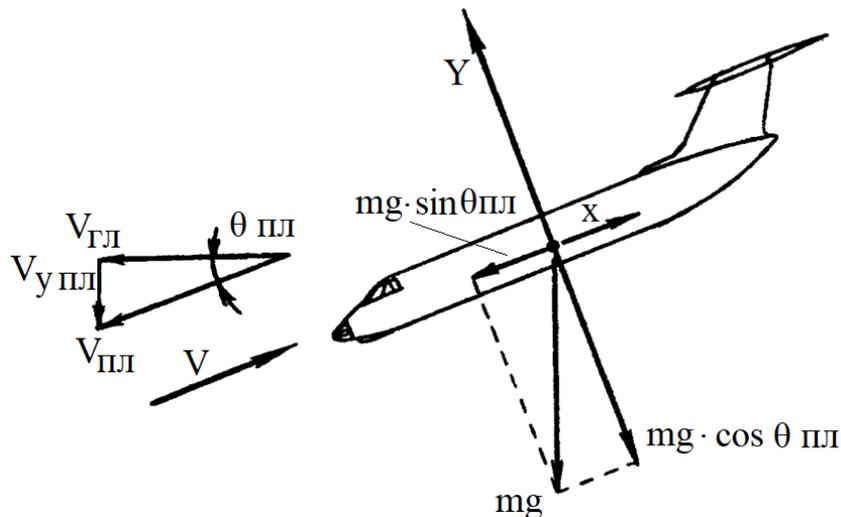


Рис. 85. Схема сил при планировании самолета

Для установившегося планирования необходимо выполнение следующих условий:

$$X_a - G \sin \theta_{пл} = 0, V = \text{const}; \quad (5.8)$$

$$Y_a - G \cos \theta_{пл} = 0, \theta = \text{const}. \quad (5.9)$$

При снижении с положительной тягой уравнения (5.8, 5.9) принимают вид

$$P = X_a - G \sin \theta_{сн} = 0, V = \text{const}; \quad (5.10)$$

$$Y_a - G \cos \theta_{сн} = 0, \theta = \text{const}. \quad (5.11)$$

Скорость полета, необходимая для снижения самолета на данном угле атаки, называется *потребной скоростью снижения* и определяется из условия (5.11)

$$V_{\text{сн}} = \sqrt{\frac{2G \cdot \cos \theta_{\text{сн}}}{C_{ya} \cdot \rho \cdot S}} = V_{\text{гп}} \sqrt{\cos \theta_{\text{сн}}}.$$

Так как углы снижения (планирования) транспортных самолетов небольшие, то подъемная сила практически равна силе тяжести самолета ($\cos \theta = 1$), а $V_{\text{сн}} = V_{\text{гп}}$.

Тяга, потребная для снижения, определяется из условия (5.8)

$$P_{\text{сн}} = X_a - G \sin \theta_{\text{сн}} = P_{\text{гп}} - G \sin \theta_{\text{сн}}, \quad (5.12)$$

т. е. на снижении потребная тяга меньше потребной тяги для выполнения горизонтального полета на величину составляющей $G_1 = G \sin \theta_{\text{сн}}$.

Мощность, потребная для снижения, определяется по формуле

$$\begin{aligned} N_{\text{сн}} &= P_{\text{сн}} V_{\text{сн}}, \\ N_{\text{сн}} &= (P_{\text{гп}} - G \sin \theta_{\text{сн}}) V_{\text{сн}}, \text{ но } V_{\text{сн}} = V_{\text{гп}}, \\ N_{\text{сн}} &= N_{\text{гп}} - G V_{\text{сн}} \sin \theta_{\text{сн}}, \\ N_{\text{сн}} &= N_{\text{гп}} - G V_{y \text{ сн}}. \end{aligned}$$

Основные характеристики снижения и планирования.

Поляра вертикальных скоростей

Основными характеристиками снижения являются: угол снижения и вертикальная скорость снижения.

Из формулы (5.8) определяем угол, потребный для установившегося снижения:

$$\sin \theta_{\text{сн}} = \frac{P_{\text{гп}} - P_{\text{сн}}}{G} = \frac{X_a - P_{\text{сн}}}{G}. \quad (5.13)$$

Так как при малых углах снижения $\sin \theta_{\text{сн}} = \text{tg} \theta_{\text{сн}}$, то

$$\text{tg} \theta_{\text{сн}} = \frac{X_a}{Y_a} - \frac{P_{\text{сн}}}{G} = \frac{1}{K} - \frac{P_{\text{сн}}}{G}. \quad (5.14)$$

Если самолет планирует, то $P = 0$, а значит, угол планирования будет

$$\text{tg} \theta_{\text{пл}} = \frac{1}{K}. \quad (5.15)$$

Из формулы (5.15) следует, что угол планирования зависит от аэродинамического качества (угла атаки, положения шасси и закрылков, обледенения самолета и числа M). При наивыгоднейшем угле атаки аэродинамическое качество самолета максимально, а угол планирования минимальный. При выпуске шасси и механизации, а также при обледенении самолета аэродинамическое качество уменьшается, а угол планирования увеличивается. Если планирование выполняется на больших числах M (нормальное и аварийное снижение самолета), то вследствие сжимаемости воздуха аэродинамическое качество уменьшается, а угол планирования увеличивается. При увеличении режима работы двигателя угол снижения уменьшается.

Из треугольника скоростей вертикальная скорость снижения определяется по формуле

$$V_{y \text{ сн}} = V_{\text{сн}} \sin \theta_{\text{сн}} = V_{\text{сн}} \frac{X_a - P_{\text{сн}}}{G} \quad (5.16)$$

или

$$V_{y \text{ сн}} = V_{\text{сн}} \left(\frac{1}{K} - \frac{P_{\text{сн}}}{G} \right). \quad (5.17)$$

Из анализа формул (5.16, 5.17) следует, что:

– при выпуске шасси и механизации, а также при обледенении аэродинамическое качество самолета уменьшается, угол снижения и вертикальная скорость снижения возрастают;

– при уменьшении плотности воздуха скорость снижения и вертикальная скорость увеличиваются;

– при снижении на больших числах M вследствие сжимаемости воздуха аэродинамическое качество уменьшается, угол снижения и вертикальная скорость снижения возрастают;

– увеличение силы тяги при снижении уменьшает угол и вертикальную скорость снижения.

Вертикальную скорость планирования можно вычислить по формуле

$$V_{y \text{ пл}} = \frac{V_{\text{пл}}}{K}.$$

Из анализа этой формулы следует, что $V_{y \min}$ будет при максимальном качестве K (рис. 86)

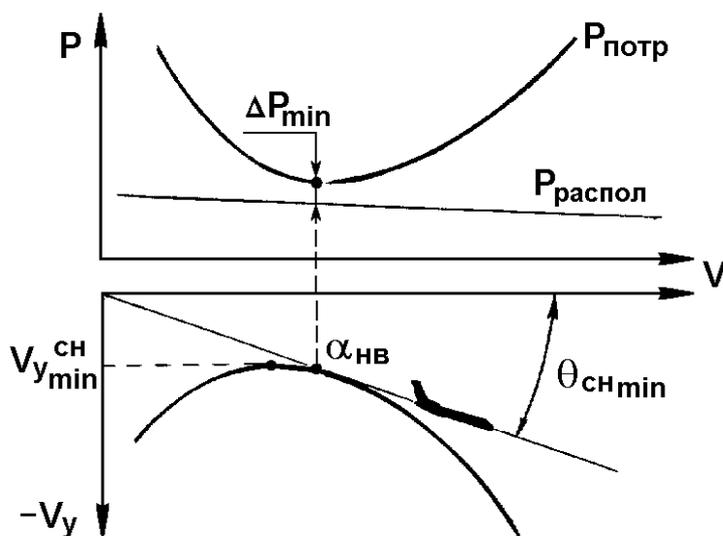


Рис. 86. Поляра вертикальных скоростей снижения

Одной из основных характеристик планирования является дальность планирования. Особенно важна эта характеристика в случае вынужденной посадки, например, при отказе двигателей.

Дальностью планирования называется путь, пройденный самолетом, относительно горизонта от начала до конца планирования (рис. 87):

$$\frac{H}{L_{\text{пл}}} = \text{tg}\theta_{\text{пл}},$$

но при планировании $\text{tg}\theta_{\text{пл}} = \frac{1}{K}$, следовательно, $\frac{H}{L_{\text{пл}}} = \frac{1}{K}$ и окончательно

$$L_{\text{пл}} = HK. \quad (5.18)$$

Из формулы (5.18) следует, что с увеличением высоты полета и увеличением аэродинамического качества самолета дальность планирования увеличивается. Наибольшая дальность планирования достигается при полете на наивыгоднейшем угле атаки или при выдерживании наивыгоднейшей скорости полета. При выпуске шасси и механизации дальность планирования уменьшается, так как в этом случае уменьшается аэродинамическое качество. На дальность планирования влияет ветер, так как он изменяет путевую скорость:

- при попутном ветре $L_{\text{пл}} = HK + Wt$,
- при встречном ветре $L_{\text{пл}} = HK - Wt$,

где W – скорость ветра; t – время планирования, в течение которого действовал ветер.

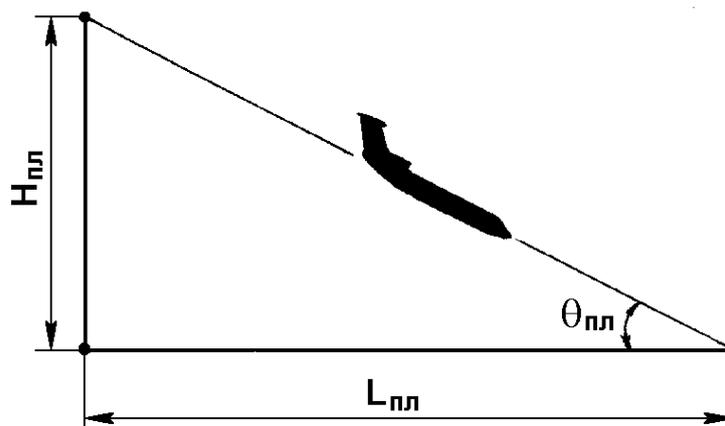


Рис. 87. Определение дальности планирования

Как следует из формулы (5.18), полетная масса самолета не влияет на дальность планирования. Изменение массы самолета влияет только на скорость планирования. При наличии ветра масса самолета оказывает некоторое влияние на дальность планирования, так как более тяжелый самолет планирует с данной высоты быстрее, поэтому путь, на который он относится ветром, окажется меньше.

5.4. Дальность и продолжительность полета

Дальность и продолжительность полета относятся к основным летно-техническим характеристикам самолета.

Под дальностью полета (L) понимают расстояние, проходимое самолетом относительно земной поверхности от места вылета до места посадки по маршруту.

Под продолжительностью полета (T) понимают полное время полета от момента начала разбега до момента остановки самолета после пробега.

Дальность и продолжительность полета зависят от многих факторов. К этим факторам относятся: скорость, высота, аэродинамическое сопротивление самолета, запас топлива, удельный вес топлива, режим двигателей, температура наружного воздуха, скорость и направление ветра и др. Большое значение для дальности и продолжительности полета имеет качество технического обслуживания самолета, в том числе регулировка командно-топливных агрегатов двигателей.

Различают техническую дальность и техническую продолжительность (в нормальной эксплуатации не используются).

Практическая дальность – это расстояние, пролетаемое самолетом при выполнении конкретного полетного задания с заранее известным количеством топлива и остатком на посадке аэронавигационного запаса (АНЗ) топлива.

Практическая продолжительность – это время полета от момента взлета до посадки при выполнении конкретного полетного задания с заранее заданным количеством топлива и остатком на посадке АНЗ топлива.

В полете топливо расходуется как в горизонтальном полете, так и при опробовании двигателя на земле, рулении к старту и стоянке после посадки, при взлете, наборе высоты и снижении самолета, при полете по кругу после взлета и перед посадкой. Основную часть топлива транспортный самолет расходует в горизонтальном полете.

Дальность полета определяется по формуле

$$L_{\text{гп}} = \frac{G_{m \text{ гп}}}{C_{\text{км}}},$$

где $G_{m \text{ гп}}$ – топливо, расходуемое в горизонтальном полете,

$$G_{m \text{ гп}} = G_{m \text{ полн}} = (G_{m \text{ рул взл}} + G_{m \text{ наб}} + G_{m \text{ сниж}} + \dots);$$

$C_{\text{км}}$ – километровый расход топлива (кг/км)

$$C_{\text{км}} = \frac{C_h}{V},$$

где C_h – часовой расход топлива (кг/ч); V – истинная скорость полета.

Продолжительность полета определяется по формуле

$$T = \frac{G_m}{C_h},$$

где G_m – запас топлива.

Рассмотрим эксплуатационные факторы, влияющие на дальность и продолжительность полета.

Масса самолета. В полете за счет выгорания топлива масса самолета может уменьшаться на 30–40 %. Если масса самолета уменьшается, то уменьшается потребный режим работы двигателей для сохранения заданной скорости, и, следовательно, часовые и километровые расходы топлива.

Тяжелый самолет летит на большем угле атаки, так как для получения большей подъемной силы при заданной скорости полета требуется больший угол атаки, и следовательно, его сопротивление больше, чем у легкого, который летит при той же скорости на меньшем угле атаки. Таким образом, можно

сделать вывод, что тяжелый самолет требует больших режимов работы двигателей, а как известно, при увеличении режима работы двигателей возрастают часовые и километровые расходы топлива. В течение полета при $V = \text{const}$ вследствие уменьшения массы самолета километровый расход топлива непрерывно уменьшается.

Скорость полета. При минимальном километровом расходе топлива дальность полета максимальная:

$$L_{\max} = \frac{G_m}{C_{\text{км min}}}.$$

Скорость, соответствующая $C_{\text{км min}}$, называется крейсерской.

Скорость полета, при которой часовой расход топлива минимальный, а продолжительность близка к максимальной, называется скоростью наибольшей продолжительности. На этой скорости потребная тяга практически минимальная:

$$T_{\max} = \frac{G_m}{C_{h \min}}.$$

Скорость и направление ветра. На часовой расход топлива и продолжительность полета ветер не оказывает влияния. Часовой расход топлива, в основном, определяется режимом работы двигателей, полетной массой самолета и аэродинамическим качеством самолета:

$$C_h = P \cdot C_{\text{уд}} \text{ или } C_h = \frac{G}{K} \cdot C_{\text{уд}},$$

где P – потребная тяга; $C_{\text{уд}}$ – удельный расход топлива; m – масса самолета; K – аэродинамическое качество самолета.

Дальность полета зависит от силы и направления ветра, так как он существенно изменяет путевую скорость относительно земли, что следует из анализа формулы

$$L_{\max} = \frac{G_m}{C_{\text{км min}}},$$

где

$$C_{\text{км}} = \frac{C_p}{V \pm U},$$

где $+ U$ – попутная составляющая ветра; $- U$ – встречная составляющая ветра.

При встречном ветре километровый расход топлива увеличивается, а дальность уменьшается.

Высота полета. Высота полета сильно влияет на величину часового и километрового расходов топлива в горизонтальном полете, а следовательно, и на величину дальности и продолжительности полета. При одинаковой полетной массе с увеличением высоты полета часовой и километровый расходы топлива уменьшаются по причине уменьшения удельного расхода топлива.

Температура наружного воздуха. С повышением температуры воздуха мощность силовых установок при постоянном режиме работы двигателей падает, а скорость полета уменьшается. Поэтому для восстановления заданной скорости на той же высоте в условиях повышенной температуры необходимо увеличивать режим работы двигателей. Это приводит к росту удельного и часового расходов топлива пропорционально температуре. В среднем, при отклонении температуры от стандартной на 5° часовой расход топлива изменяется на 1 %. Таким образом, при увеличении температуры воздуха продолжительность полета уменьшается, а при понижении увеличивается.

Километровый расход топлива от температуры практически не зависит, что следует из анализа формулы

$$C_{\text{км}} = \frac{C_h}{V},$$

т. е. дальность полета при увеличении температуры наружного воздуха практически остается постоянной.

Техническое обслуживание. При грамотной технической и летной эксплуатации двигателей дальность и продолжительность полета самолета увеличиваются. Так, например, правильная регулировка командно-топливных агрегатов двигателей, карбюраторов, а также точная установка рычагов управления двигателями в соответствии с экономическим режимом полета приводит к значительному увеличению дальности и продолжительности полета.

5.5. Взлет самолета

Взлетом самолета называется ускоренное движение самолета от начала разбега до достижения безопасной скорости V_2 , и высоты 10,7 м. Взлет состоит из следующих участков (рис. 88):

I – разбег, основная цель которого разгон самолета до скорости отрыва самолета от ВПП;

II – выдерживание, необходимое для разгона до скорости, на которой возможен безопасный набор высоты;

III – начальный набор высоты до достижения высоты 10,7 м.

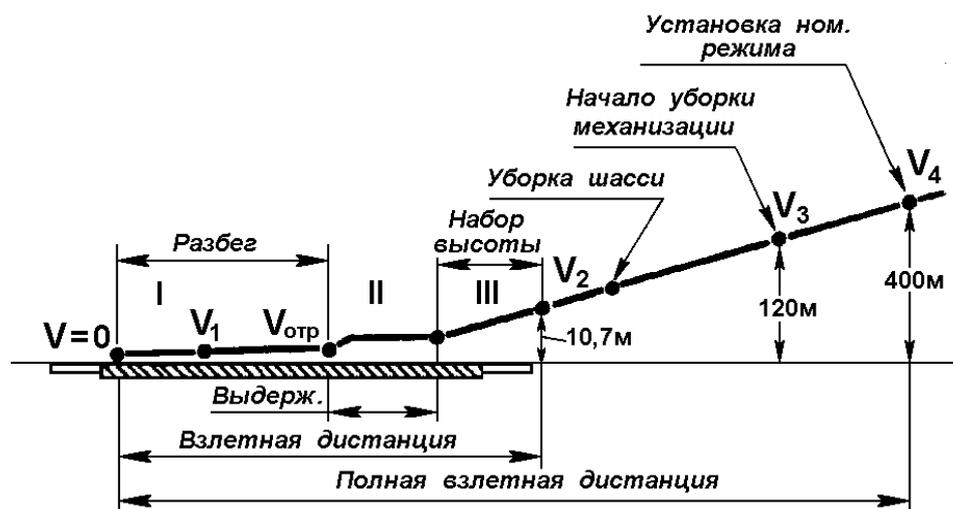


Рис. 88. Схема взлета самолета

Взлетная дистанция ($L_{взл}$) – расстояние по горизонтали, проходимое самолетом от момента старта на линии старта до момента набора высоты 10,7 м.

При взлете самолета рассматривают следующие скорости:

V_1 – скорость принятия решения, на которой в случае отказа двигателя гарантируется безопасное прекращение или продолжение взлета;

$V_{п.ст}$ – скорость подъема передней опоры;

$V_{отр}$ – скорость отрыва самолета на $\alpha_{отр}$;

V_2 – безопасная скорость, на которой самолет обладает достаточной устойчивостью и управляемостью для перехода к этапу первоначального набора высоты $V_2 \geq (1,15 - 1,2)V_{c1}$;

V_3 – скорость начала уборки закрылков $V_3 \geq (1,15 - 1,2)V_c$;

V_4 – скорость в конце уборки закрылков (скорость начального набора высоты);

V_{c1} – скорость сваливания самолета во взлетной конфигурации;

V_c – скорость сваливания самолета в крейсерской конфигурации.

При разбеге на самолет действуют: подъемная сила и сила лобового сопротивления, сила тяжести, сила тяги силовых установок, сила реакции ВПП (N), равная и противоположная силе давления колес ($mg - Y$), сила трения $F_{тр}$.

Уравнения движения самолета на разбеге выглядят следующим образом:

$$P - X_a - \sum F_{\text{тр}} = m \frac{dV}{dt},$$
$$Y_a - G + \sum N = 0.$$

Разбег является прямолинейным ускоренным движением. Для создания ускорения необходимо, чтобы сила тяги силовой установки была значительно больше суммы сил лобового сопротивления и силы трения, т. е. $P > X_a + F_{\text{тр}}$.

При увеличении скорости на разбеге силы, действующие на самолет, изменяются следующим образом:

- подъемная сила и сила лобового сопротивления увеличиваются;
- сила трения уменьшается, так как давление самолета на ВПП и ее реакция $N = mg - Y_a$ уменьшаются;
- сумма силы лобового сопротивления и силы трения на бетонной ВПП практически не изменяется;
- сила тяги силовой установки несколько уменьшается, вследствие чего избыток тяги и ускорение также уменьшаются.

Полная взлетная дистанция ($L_{\text{п взл}}$) – расстояние, проходимое самолетом от момента трагивания до набора высоты 400 м.

5.5.1. Основные взлетные характеристики и влияние эксплуатационных факторов

Основными взлетными характеристиками являются:

1. Скорость отрыва – скорость, при которой самолет безопасно отрывается от земли, определяется по формуле

$$V_{\text{отр}} = \sqrt{\frac{2G}{C_{ya \text{ отр}} \cdot \rho \cdot S}}.$$

Скорость отрыва зависит от взлетной массы самолета, угла атаки при отрыве, плотности воздуха и площади крыла. Отрыв самолета обычно происходит на углах атаки 8–10°, а $C_{ya \text{ отр}}$ составляет (0,8–0,85) $C_{ya \text{ max}}$. При увеличении температуры и уменьшении давления плотность воздуха уменьшается, вследствие чего истинная скорость отрыва увеличивается.

2. Длина разбега – путь, проходимый самолетом от старта до места отрыва от земли.

Если известна скорость отрыва и время разбега, то среднее ускорение самолета $j_{x\text{ ср}}$ определяется по формуле

$$j_{x\text{ ср}} = \frac{V_{\text{отр}}}{t_{\text{разб}}} \text{ или } j_{x\text{ ср}} = \frac{P - X_a - F_{\text{тр}}}{m},$$

где $t_{\text{разб}}$ – время разбега самолета; P – располагаемая тяга двигателей; X_a – лобовое сопротивление самолета; $F_{\text{тр}}$ – сила трения колес шасси; m – взлетная масса самолета.

Длина разбега в этом случае определяется по формуле

$$L_p = \frac{V_{\text{отр}}^2}{2j_{x\text{ ср}}}.$$

Как видно из формулы, длина определяется скоростью отрыва и средним ускорением, причем, при уменьшении скорости отрыва и увеличении ускорения длина разбега уменьшается.

Длина разбега самолета зависит от различных эксплуатационных факторов:

1. *Величина силы тяги двигателей.* С увеличением силы тяги увеличивается избыток тяги, вследствие чего увеличивается ускорение, и самолет быстрее (на меньшем пути) набирает скорость, равную скорости отрыва. В эксплуатации самолета, в зависимости от типа, при взлете, кроме взлетного режима работы двигателей, может использоваться и номинальный режим после проведения специальных расчетов, предусмотренных Руководствами по летной эксплуатации (РЛЭ).

2. *Взлетная масса самолета.* Чем больше взлетная масса самолета, тем большая скорость требуется для создания подъемной силы, необходимой для отрыва самолета от земли. Но для получения большей скорости требуется большая длина разбега. Кроме того, самолет с большей массой более инертный, что приводит к уменьшению ускорения на разбеге. Наконец, увеличивается сила трения колес шасси.

3. *Механизация крыла.* Перед взлетом пилот отклоняет механизацию крыла (закрылки, предкрылки) во взлетное положение, вследствие чего увеличивается $C_{yа\text{ отр}}$, а скорость отрыва и длина разбега уменьшаются. На любой скорости в процессе разбега с выпущенными закрылками сила лобового сопротивления больше, а сила трения меньше.

4. *Состояние поверхности ВПП.* Длина разбега самолета зависит от величины силы трения колес о ВПП, так как она влияет на величину ускоряющей силы.

Величина силы трения колес определяется величиной силы реакции и коэффициентом силы трения f по формуле

$$F_{\text{тр}} = fN = f(mg - Y),$$

где f – коэффициент трения качения, который зависит от состояния поверхности ВПП (табл. 5).

Таблица 5

Коэффициент f для различных поверхностей ВПП

Поверхность ВПП	Коэффициент f
Бетон	0,03–0,04
Твердый грунт	0,05–0,06
Мягкий песчаный грунт	0,12–0,3
Сырой вязкий грунт	0,25–0,35

В заключение можно сделать вывод: чем лучше состояние ВПП, тем меньше коэффициент трения между пневматиками и поверхностью аэродрома, тем больше ускоряющая сила и меньше длина разбега.

5. *Скорость и направление ветра.* Скорость отрыва самолета представляет собой скорость относительно воздуха (V).

При наличии встречного ветра эта скорость складывается из скорости самолета относительно земли $V_{\text{пут}}$ к скорости ветра W :

$$V = V_{\text{пут}} + W.$$

Следовательно, разбег выгодно совершать против ветра, так как скорость воздуха относительно самолета будет больше, чем скорость самолета относительно земли, и отрыв произойдет раньше. Поэтому, как правило, взлет совершается против ветра. Встречный ветер в зависимости от типа самолета имеет ограничения в пределах 18–30 м/с и определяется Руководством по летной эксплуатации конкретного типа самолета. Взлет с попутным ветром увеличивает длину и время разбега, поэтому в эксплуатации допускается в исключительных случаях и имеет ограничение 5 м/с.

6. *Уклон ВПП.* При взлете с полосы, имеющей угол наклона, сила тяжести самолета раскладывается на составляющие $G_1 = G \cdot \cos\theta_{\text{ВПП}} = mg \cdot \cos\theta_{\text{ВПП}}$ и $G_2 = G \sin\theta_{\text{ВПП}} = mg \sin\theta_{\text{ВПП}}$ (рис. 89).

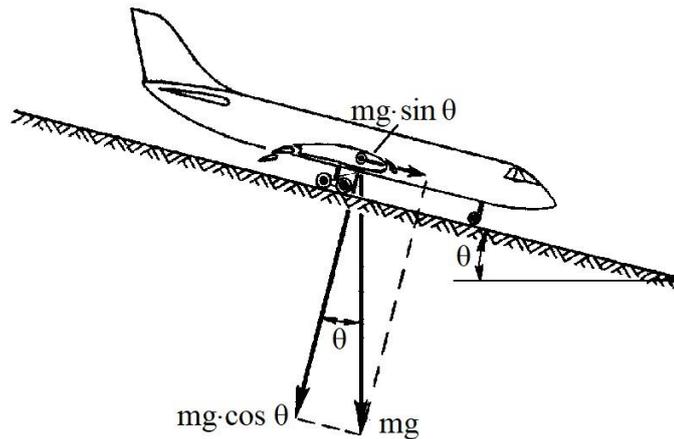


Рис. 89. Образование продольной силы тяжести при взлете с попутным уклоном

Если самолет взлетает под уклон, то к силе тяги силовой установки добавляется составляющая $G_2 = G \sin \theta_{\text{ВПП}}$. Следовательно, самолет имеет большее ускорение и меньшую длину разбега, и наоборот.

При расчете взлетных характеристик самолета уклон ВПП ограничивается величиной $\pm 0,02$ (2 %); «+» – встречный уклон; «-» – попутный уклон.

При взлете с попутным уклоном у самолета есть опасность «зацепиться» хвостовой частью фюзеляжа о ВПП при отрыве.

7. *Угол атаки самолета при отрыве.* Обычно при отрыве самолета угол атаки составляет $8-10^\circ$, что соответствует расчетной скорости отрыва и длине разбега.

8. *Температура и давление.* При увеличении температуры воздуха или уменьшении давления тяга двигателей уменьшается, а следовательно, уменьшается ускоряющая сила. Кроме этого, уменьшается плотность воздуха, вследствие чего истинная скорость отрыва увеличивается. Поэтому высокая температура воздуха, низкое давление, высокогорный аэродром способствуют увеличению длины разбега.

5.5.2. Особые виды взлета

Взлет при боковом ветре. Для каждого типа самолета устанавливаются ограничения по боковому ветру под углом 90° в зависимости от состояния ВПП. Взлет самолета с превышением этого ограничения не гарантирует поддержания прямолинейного движения по ВПП.

Самолет при взлете с боковым ветром стремится развернуться против ветра под действием разворачивающего момента и наклониться по ветру за счет кренящего момента. Задача пилота – уравновесить эти моменты. Длина разбега при взлете с боковым ветром увеличивается на 10 %.

Взлет с попутным ветром. В исключительных случаях, для большинства самолетов можно производить взлет при попутном ветре не более 5 м/с, а для самолета Ту-154Б допускался взлет при попутной составляющей даже 10 м/с.

Длина разбега при попутном ветре будет увеличена, например, 5 м/с попутной составляющей ветра увеличивает длину разбега на 60–80 м для тяжелых транспортных самолетов.

Взлет при высокой температуре и низком давлении. Взлет на высокогорном аэродроме требует обязательного расчета допустимой взлетной массы для обеспечения нормируемого градиента набора высоты на случай отказа одного двигателя. Влияние температуры и высоты аэродрома очень сильно сказывается на взлетной массе: например, для самолета Ту-154М увеличение температуры на 1° уменьшает допустимую взлетную массу на 600–700 кг, а каждые 100 м увеличения высоты аэродрома уменьшают взлетную массу на 1000–1100 кг. Длина разбега может быть значительно больше, чем в нормальных условиях.

5.6. Траектория движения самолета на посадке и основные участки посадки

Посадкой называется движение самолета с высоты 15 м до полной остановки, а расстояние, проходимое при этом, называется посадочной дистанцией (рис. 90).

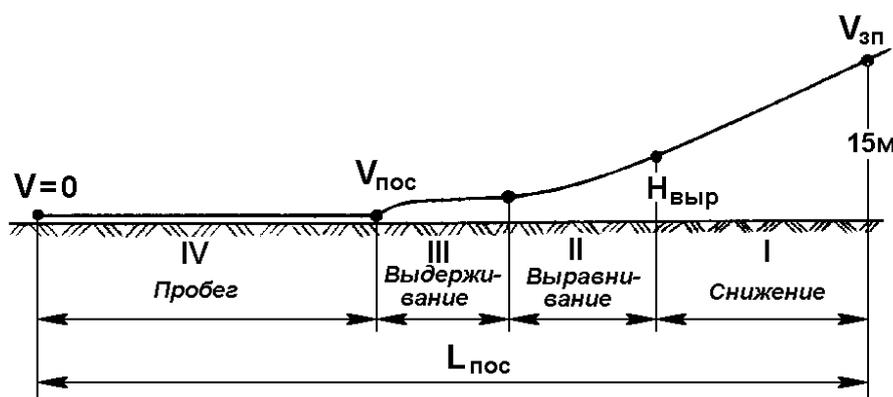


Рис. 90. Участки посадки

Посадка самолета состоит из следующих стадий:

1) снижение с высоты 15 м (высоты пролета торца ВПП) до высоты начала выравнивания $H_{выр} = 6–10$ м;

2) выравнивание, которое заканчивается на высоте 0,5–1,0 м. Основная задача выравнивания – погасить вертикальную скорость снижения $V_{у сн}$;

3) выдерживание, основная цель которого уменьшить поступательную скорость. В конце выдерживания самолет будет иметь высоту 0,25–0,3 м. Значительное влияние на участок выдерживания и выравнивания оказывает близость земли;

4) приземление и пробег самолета. Вертикальная скорость самолета в момент приземления определяет нормальную перегрузку – «жесткость посадки». Чем меньше V_y в момент приземления, тем меньше перегрузка и более мягкая посадка.

5.6.1. Основные посадочные характеристики и влияние эксплуатационных факторов

Посадочная скорость самолета. В момент приземления подъемная сила самолета практически равна силе тяжести, и из этого условия определяется величина посадочной скорости

$$V_{\text{пос}} = \sqrt{\frac{2G}{C_{yа\text{ пос}} \cdot \rho \cdot S}}$$

Величина посадочной скорости зависит от посадочной массы самолета, плотности воздуха и $C_{yа\text{ пос}}$. При большей посадочной массе приземление самолета происходит на большей скорости. При большой температуре и высоте аэродрома плотность воздуха уменьшается, что увеличивает посадочную скорость. Коэффициент подъемной силы $C_{yа\text{ пос}}$ зависит от положения механизации, посадочного угла атаки и состояния поверхности самолета. Посадочная скорость в зависимости от типа самолета на 10–30 км/ч меньше скорости полета по глиссаде.

Скорость на глиссаде и посадочная скорость могут быть увеличены на 10–20 км/ч в условиях турбулентности, сдвига ветра, наличия большого бокового ветра и т. п.

Длиной пробега называется путь, проходимый самолетом от момента приземления до полной его остановки. Пробег является заключительной стадией посадки. Если известны посадочная скорость ($V_{\text{пос}}$) и время пробега ($t_{\text{проб}}$), то средняя величина ускорения торможения $j_{x\text{ ср}}$ будет равна

$$j_{x\text{ ср}} = \frac{V_{\text{пос}}}{t_{\text{проб}}} \text{ или } j_{x\text{ ср}} = \frac{X_a + F_{\text{тр}} + P_{\text{рев}}}{m},$$

где X_a – лобовое сопротивление самолета; $F_{\text{тр}}$ – сила трения колес при торможении; $P_{\text{рев}}$ – отрицательная тяга реверсивных двигателей или винтов; m – посадочная масса самолета.

Длина пробега определяется по формуле

$$L_{\text{проб}} = \frac{j_{\text{ср}} \cdot t_{\text{проб}}^2}{2} = \frac{V_{\text{пос}}^2}{2j_{\text{ср}}}.$$

Как видно из формулы, длина пробега определяется посадочной скоростью и средним замедлением при пробеге. Чем меньше посадочная скорость и больше значение ускорения торможения, тем меньше длина пробега.

На длину пробега влияют следующие эксплуатационные факторы:

– *посадочная скорость самолета*. С увеличением посадочной скорости длина пробега увеличивается. Самолет, имея большую скорость, обладает большим запасом кинетической энергии, для погашения которой требуется большая длина пробега;

– *состояние поверхности ВПП*;

– *влияние температуры и давления воздуха*. При увеличении температуры и уменьшении давления воздуха уменьшается его массовая плотность. Это приводит к уменьшению лобового сопротивления самолета, реверсивной тяги, а, следовательно, и тормозящей силы, в результате чего длина пробега увеличивается. Например, при повышении температуры воздуха на 10° длина пробега самолета увеличивается в среднем на 4 %, а при понижении давления на 20 мм рт. ст. увеличивается в среднем на 5 %;

– *сила и направление ветра*. При посадке со встречным ветром длина пробега меньше, так как величина путевой посадочной скорости уменьшается на величину встречной составляющей скорости ветра. При попутном ветре, наоборот, длина пробега увеличивается;

– *уклон ВПП*. Если пробег самолета происходит в направлении уклона, то составляющая $G_2 = G \sin \theta_{\text{ВПП}}$ уменьшает тормозящую силу, длина пробега будет уменьшаться, и наоборот;

– *механизация крыла*. При применении закрылков и предкрылков длина пробега самолета уменьшается вследствие уменьшения посадочной скорости и увеличения лобового сопротивления.

5.6.2. Особые случаи при посадке

Посадка при боковом ветре. Одним из главных условий, гарантирующем безопасность при посадке, является выдерживание ограничения по допустимому боковому ветру с учетом состояния ВПП.

После четвертого разворота пилот должен обеспечить движение самолета по глиссаде таким образом, чтобы вектор скорости был направлен вдоль оси ВПП. Снос самолета относительно ВПП парируется углом упреждения по курсу или углом крена в сторону ветра.

При посадке с боковым ветром увеличивается посадочная дистанция за счет увеличения скорости на глиссаде на 10–15 км/ч и снижения эффективности торможения колес шасси.

Посадка с убранными закрылками. Посадка с убранными закрылками производится при отказе системы выпуска закрылков. Особенности посадки являются: повышенные скорость и длина пробега, большие углы тангажа самолета, что ухудшает обзор из кабины пилота, повышенное аэродинамическое качество и эффективность органов управления, усложнение расчета на посадку.

В эксплуатации существует много других случаев при посадке, которые описываются в РЛЭ, мы только перечислим их для сведения:

- посадка с массой, превышающей максимальную посадочную;
- посадка с невыпущенной передней опорой шасси;
- посадка на одну основную и переднюю опоры шасси;
- посадка с неполностью выпущенными закрылками;
- посадки с центровками, выходящими за предельно переднюю и предельно заднюю.

Вопросы для самоконтроля

1. Изобразите схему сил, действующих на самолет в прямолинейном горизонтальном полете.
2. Запишите условия выполнения установившегося горизонтального полета.
3. Что такое потребные скорость, тяга и мощность установившегося горизонтального полета? Запишите формулы для их определения.
4. Изобразите кривые потребных и располагаемых тяг (мощностей) и укажите характерные скорости полета.
5. Как влияет выпуск механизации, изменение высоты и массы на кривые потребных и располагаемых тяг?
6. Изобразите схему сил, действующих на самолет в наборе высоты.
7. Потребные скорость, тяга и мощность в наборе высоты.
8. Как определить угол набора и вертикальную скорость?
9. Дайте определение понятиям «теоретический потолок» и «практический потолок».

10. Изобразите схему сил, действующих на самолет при снижении самолета.
11. Изобразите схему сил, действующих на самолет при снижении.
12. Потребные скорость, тяга и мощность при снижении.
13. Запишите формулы для определения угла снижения и вертикальной скорости.
14. Планирование самолета. Дальность планирования.
15. Назовите основные характеристики взлета.
16. Как нормируются скорости от начала разбега до набора высоты круга.
17. Перечислите эксплуатационные факторы, влияющие на взлетные и посадочные характеристики.
18. Нарисуйте типовую траекторию захода на посадку и посадки самолета, характерные скорости на ней.
19. Объясните ограничения характерных скоростей на траектории захода на посадку и при посадке.
20. Изобразите схему сил, действующих на самолет в процессе пробега.
21. Приведите основные посадочные характеристики.
22. Раскройте особенности посадки с частично выпущенной или убранной механизацией крыла.
23. Как влияет температура окружающей среды на вертикальную скорость?
24. Раскройте особенности посадки с частично выпущенной или убранной механизацией крыла.
25. Как влияет температура окружающей среды на вертикальную скорость набора высоты?
26. Изобразите схему ухода на второй круг, укажите характерные точки.
27. Запишите условия выполнения установившегося горизонтального полета.
28. Как влияет температура окружающей среды на вертикальную скорость?
29. Схема сил на снижении, основные характеристики снижения.
30. Как влияет сила и направление ветра на длину разбега?
31. Как влияет температура и давление воздуха на посадочные характеристики и почему?
32. Как изменяется число M полета с увеличением высоты при сохранении воздушной и приборной скорости?

6. ВИРАЖИ И РАЗВОРОТЫ САМОЛЕТА

6.1. Понятие о криволинейном полете и виды виражей

Полет, при котором центр тяжести самолета движется по дуге окружности какого-либо радиуса, называется криволинейным полетом. Криволинейный полет может быть выполнен в любой плоскости. Для искривления траектории необходимо создать неуравновешенную силу, перпендикулярную траектории движения. Неуравновешенная сила, направленная по траектории движения самолета, создает ускорение. Неуравновешенная сила возникает при отклонении рулей управления, изменении режима работы двигателя и при порывах ветра.

Виражом называется полет самолета с креном по замкнутой траектории в горизонтальной плоскости. При вираже самолет разворачивается на 360 или 180°. В эксплуатации транспортного самолета чаще всего применяются развороты на 90 и 180°. Ви́ражи с креном менее 40° называются мелкими, а с креном более 45° – глубокими.

В зависимости от направления вращения различают левые и правые виражи. По кинематическим параметрам (скорость, крен, скольжение) виражи разделяются на правильные и неправильные. *Правильным* виражом называется полет самолета по дуге окружности на постоянной высоте, с постоянной скоростью, постоянным креном и без скольжения (рис. 91).

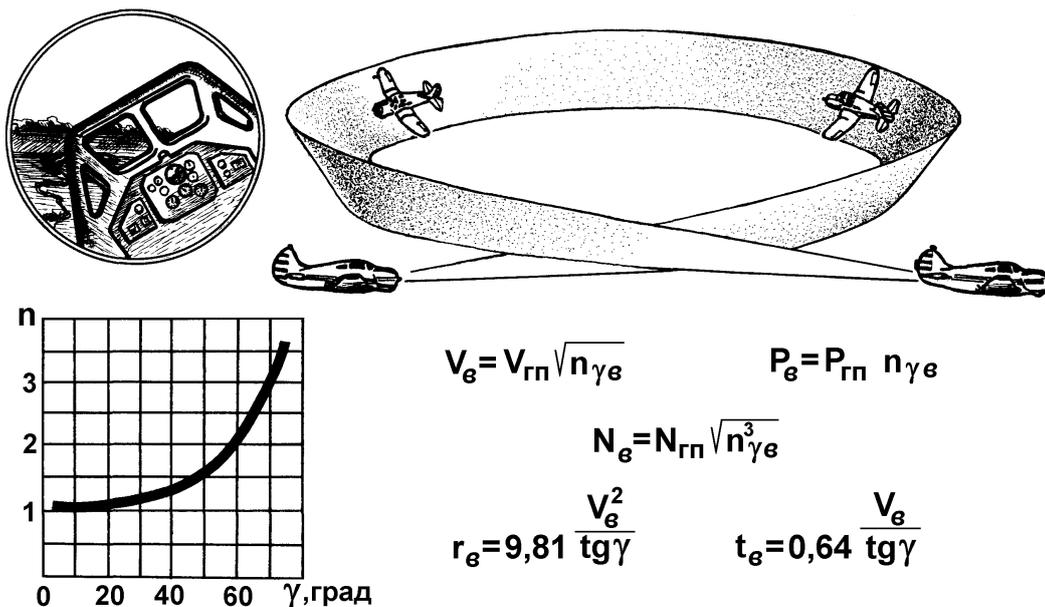


Рис. 91. Ви́раж самолета

6.2. Силы, действующие на самолет при развороте

При вираже самолет разворачивается на 360° . В эксплуатации транспортного самолета чаще всего применяются развороты на 90 и 180° .

Рассмотрим схему сил, действующих на самолет при вираже или в установившемся развороте. Пусть самолет совершает вираж на угле атаки α с постоянной скоростью V_B и углом крена γ . Угол крена – это угол между поперечной осью самолета и линией горизонта.

Схема сил, действующих на самолет при вираже или в установившемся развороте, изображена на рис. 92:

$Y_1 = Y_a \cos \gamma$ – проекция подъемной силы на вертикаль к линии горизонта;

$Y_2 = Y_a \sin \gamma$ – проекция подъемной силы на горизонтальную плоскость.

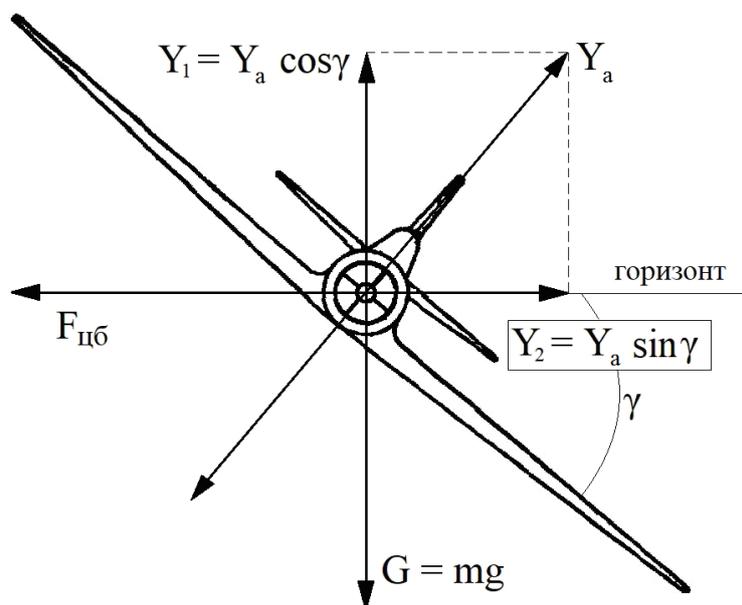


Рис. 92. Схема сил, действующих на самолет при вираже и развороте

При выполнении виража или установившегося разворота необходимо выполнение следующих условий:

$P_B = X_B$ – для выполнения виража с постоянной скоростью;

$Y_1 = Y_a \cos \gamma = G$ – для сохранения высоты полета самолета;

$Y_2 = Y_a \sin \gamma = \text{const}$ – для выполнения виража с постоянным радиусом.

В результате криволинейного движения самолета возникает центробежная сила $F_{цб}$, условно приложенная к самолету в центре тяжести, величина которой равна Y_2 .

Величина центробежной силы определяется как произведение массы самолета на ускорение при криволинейном движении, т. е.

$$j = \frac{V_B^2}{r_B},$$

$$F_{Ц} = mj_n = \frac{GV_B^2}{(g \cdot r_B)},$$

где V_B – скорость при вираже, r_B – радиус.

Подъемная сила на вираже при больших углах крена значительно больше массы самолета.

Следовательно, при вираже перегрузка значительно больше единицы, чем больше угол крена, тем больше величина перегрузки.

$$n_y = \frac{Y_a}{G} = \frac{1}{\cos \gamma}.$$

Величина перегрузки зависит от угла крена, причем, при увеличении угла крена величина потребной подъемной силы увеличивается ($Y_B \cos \gamma$ – уменьшается), а следовательно, и перегрузка возрастает (рис. 93).

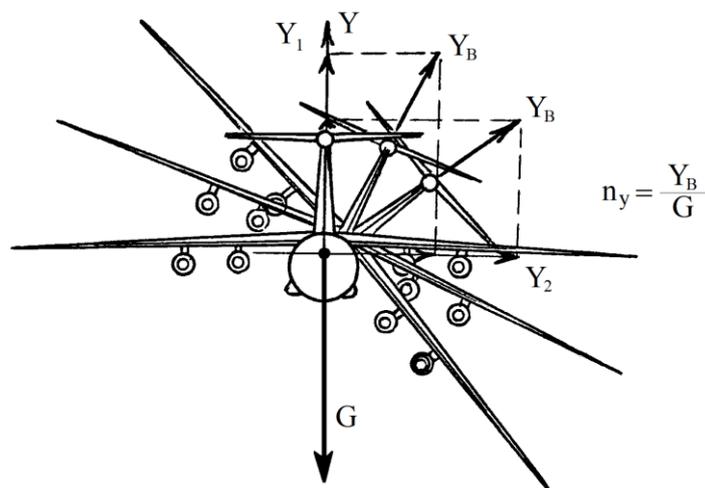


Рис. 93. Влияние угла крена на составляющую подъемной силы самолета

Скорость, потребную при выполнении виража, можно определить из условия

$$Y_B \cos \gamma = C_{ya} \cdot S \frac{\rho V^2}{2} \cos \gamma = G.$$

Решив уравнение относительно скорости виража V_B , получим

$$V_B = \sqrt{2G/C_{ya}S\rho \cos \gamma} = V_{\text{гп}} \sqrt{1/\cos \gamma} = V_{\text{гп}} \sqrt{n_y}.$$

Как видно из формулы, скорость, потребная при выполнении виража, так же, как и скорость горизонтального полета, зависит от полетной силы тяжести самолета, плотности воздуха и коэффициента подъемной силы.

Кроме того, величина скорости зависит от угла крена (перегрузки). Скорость сваливания самолета с ростом крена растет. Тягу, потребную при выполнении виража, можно определить из условия

$$P_B = X_B = C_{xa} \frac{\rho V^2}{2} S = C_{xa} \frac{\rho V_{\text{гп}}^2}{2} n_y S = P_{\text{гп}} n_y = \frac{G}{K} n_y.$$

Из формулы видно, что тяга, потребная на вираже, зависит от силы тяжести самолета и аэродинамического качества, а также от угла крена (перегрузки).

Радиус виража можно вычислить из соотношения сил при вираже следующим образом:

$$F_{\text{Ц}} = \frac{GV_B^2}{gr_B},$$

так как

$$\text{tg} \gamma = \frac{F_{\text{Ц}}}{G} = \frac{V_B}{gr_B}.$$

Зная угол крена и скорость, потребную при выполнении виража, определим радиус виража:

$$r_B = \frac{V_B^2}{g \cdot \text{tg} \gamma}.$$

Время выполнения виража можно получить следующим образом:

$$t_B = \frac{2\pi r_B}{V_B} = \frac{2\pi V_B}{(g \cdot \text{tg} \gamma)} = \frac{6,28V_B}{(9,8\text{tg} \gamma)} = \frac{0,64V}{\text{tg} \gamma}.$$

Из формул видно, что радиус и время выполнения виража зависят от скорости и угла крена, причем при большей скорости и меньшем угле крена радиус и время выполнения виража большие. Поэтому для уменьшения времени выполнения виража необходимо уменьшать скорость виража и увеличивать угол крена, но все это в разумных пределах.

Вопросы для самоконтроля

1. Изобразите схему сил, действующих на самолет при правильном вираже на левое полукрыло.
2. Что является причиной искривления траектории полета в горизонтальной и вертикальной плоскостях?
3. Перечислите условия для выполнения правильного виража.
4. Обоснуйте причины ограничения крена 30° при заходе самолета в нормальных условиях эксплуатации.
5. Объясните причины ограничения крена при полете в условиях турбулентности.

7. ПОНЯТИЕ ОБ УСТОЙЧИВОСТИ И УПРАВЛЯЕМОСТИ САМОЛЕТА

7.1. Центровка самолета

Масса самолета складывается из масс отдельных его частей, агрегатов, топлива, экипажа и пассажиров, багажа и грузов и т.д. Точка приложения всех массовых сил самолета (сил тяжести) называется центром масс. В процессе полета положение центра масс может изменяться за счет выгорания топлива, хождения пассажиров по салону самолета. На земле центровка дополнительно меняется за счет загрузки (выгрузки) багажа, грузов и почты.

Положение центровки можно определить:

- взвешиванием на весах для определения центровки и массы пустого самолета на заводе-изготовителе;
- по центровочным графикам и линейкам;
- с помощью ЭВМ в отделе перевозок аэропорта;
- с помощью приборов и датчиков, установленных на самолете.

Всякое вращательное движение самолета в полете совершается вокруг центра масс. Наибольшая аэродинамическая сила самолета создается крылом и приложена в центре давления. Величина момента этой силы зависит от ее величины и от расстояния между центром давления и центром масс самолета.

Положение центра масс на хорде крыла определяется центровкой.

Центровка – это расстояние от носка САХ (b_a) до центра масс самолета, выраженное в процентах САХ.

$$\bar{X}_T = \frac{X_T}{\text{САХ}} \cdot 100 \% .$$

Под *средней аэродинамической хордой* крыла (САХ) понимается хорда прямоугольного крыла, имеющего такую же площадь и такие же аэродинамические характеристики: коэффициенты подъемной силы, сопротивления и продольного момента m_z . Величина и положение САХ для каждого типа самолета определяется в его техническом описании.

Центровка играет важную роль, так как при определенных значениях самолет может стать неуправляемым или неустойчивым. Вертикальная координата центра масс большого практического значения не имеет. Для грузовых самолетов иногда рассчитывают вертикальную координату центра масс (Y_T).

В эксплуатации используются следующие понятия центровок:

- центровка пустого самолета;
- предельно передняя центровка;
- предельно задняя центровка;
- рекомендуемые центровки;
- допустимые в эксплуатации центровки;
- центровки опрокидывания самолета на хвостовую часть фюзеляжа.

7.2. Продольное равновесие самолета

Равновесие самолета – это такое состояние самолета, при котором все действующие на самолет силы и моменты уравновешены, т.е. должны быть соблюдены условия:

$$\sum F = 0 \text{ – для равномерного и прямолинейного движения самолета;}$$

$\sum M_{\text{цм}} = 0$ – для того, чтобы самолет не вращался относительно центра масс.

Равновесие самолета обычно рассматривается относительно каждой из трех осей X , Y и Z в отдельности и соответственно называется: продольное, поперечное и путевое.

Продольным равновесием называется такое состояние самолета, при котором его центр масс движется прямолинейно и равномерно, и самолет не вращается вокруг поперечной оси.

Пусть самолет совершает прямолинейный и установившийся полет, и на него действуют силы и их моменты. Для обеспечения продольного равновесия моментов необходимо, чтобы сумма пикирующих моментов была бы равна сумме кабрирующих моментов $\sum M_{\text{кабр}} = \sum M_{\text{пик}}$.

7.3. Продольная устойчивость самолета

Устойчивостью самолета называется его способность самостоятельно (без вмешательства пилота) восстанавливать первоначальное состояние равновесия.

Устойчивость самолета искусственно разделяют на статическую и динамическую.

Статическая устойчивость характеризует стремление самолета восстановить свое первоначальное состояние равновесия.

Динамическая устойчивость рассматривает весь процесс движения самолета к первоначальному состоянию равновесия с учетом времени возврата в исходное положение.

Статическая устойчивость является необходимым условием динамической устойчивости самолета. Практика показывает, что самолеты, устойчивые статически, являются и динамически устойчивыми.

Различают следующие три вида устойчивости самолета: продольную, поперечную и путевую.

Продольной устойчивостью самолета называется способность самолета (без вмешательства пилота) восстанавливать нарушенное продольное равновесие.

Самолет считается статически устойчивым в продольном отношении, если в результате нарушения продольного равновесия возникают восстанавливающие моменты.

Сущность продольной устойчивости самолета удобно рассматривать, используя понятия о фокусах крыла и самолета.

Фокус крыла. Точка, относительно которой момент крыла при изменении угла атаки не изменяется, называется фокусом крыла. Можно подобрать такую точку F , относительно которой величина аэродинамической силы изменяется

обратно пропорционально плечу, тогда момент относительно той точки не будет изменяться при изменении угла атаки:

$$M_{Z1} = M_{Z2} = \dots = \text{const.}$$

Существует другое определение фокуса крыла: фокус крыла – это точка, где прикладывается прирост подъемной силы, вызванный изменением угла атаки.

У большинства профилей фокус крыла находится на расстоянии 23–25 % хорды от передней кромки.

Фокус самолета. Все части самолета имеют свой фокус. Например, при изменении угла атаки возникают приросты подъемных сил на различных частях самолета, которые соответственно приложены в фокусе крыла, фокусе фюзеляжа, фокусе горизонтального оперения и т. д. Равнодействующая этих дополнительных параллельных сил $\Delta Y_{кр}$, $\Delta Y_{го}$, $\Delta Y_{ф}$ по правилам механики приложена на расстояниях от них, обратно пропорциональных величинам этих сил. Точка приложения равнодействующей дополнительных сил ΔY называется фокусом самолета (рис. 94).

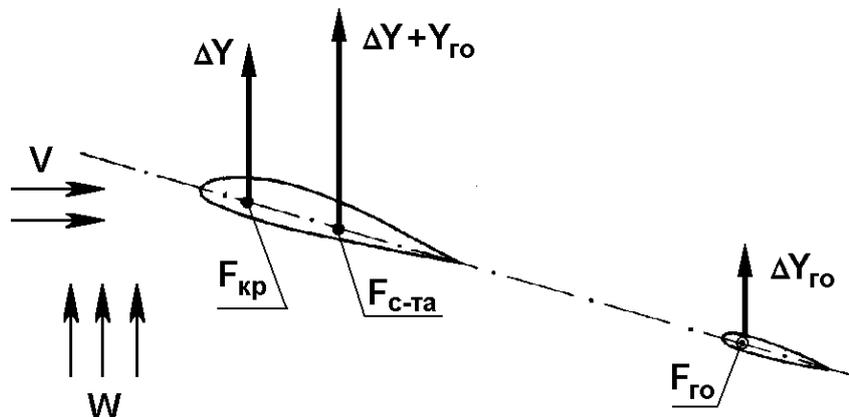


Рис. 94. Фокус самолета

Очевидно, момент дополнительных сил относительно фокуса самолета равен нулю, следовательно, продольный момент самолета относительно фокуса самолета не изменяется при изменении угла атаки.

7.3.1. Устойчивость по перегрузке

Ввиду того, что самолет по-разному реагирует на изменение по углу атаки и изменение по скорости во времени, ввели понятия: статическая устойчивость по углу атаки (перегрузке) и по скорости.

Способность самолета при изменении угла атаки (перегрузки) создавать восстанавливающий момент, называется продольной статической устойчивостью самолета по перегрузке. Допустим, самолет попадает в вертикальный порыв ветра (рис. 95). Угол атаки увеличивается на величину $\Delta\alpha$, и в фокусе самолета возникает приращение подъемной силы. Если центр масс находится перед фокусом, то ΔY_a создает момент тангажа ΔM_z , направленный в сторону уменьшения угла атаки. Это означает, что самолет обладает продольной устойчивостью, т. е. он при изменении угла атаки создает восстанавливающий момент.

Если центр масс совпадает с фокусом, то самолет обладает нейтральной устойчивостью, т. е. он не способен при изменении угла атаки создавать восстанавливающие моменты.

Как уже говорилось выше, если самолет имеет ограничение по задней центровке, то следует сделать вывод, что предел задней центровки устанавливается из условия обеспечения запаса устойчивости по перегрузке (углу атаки). Этот запас устойчивости должен составлять не менее 10 % между фокусом самолета и предельно задней центровкой.

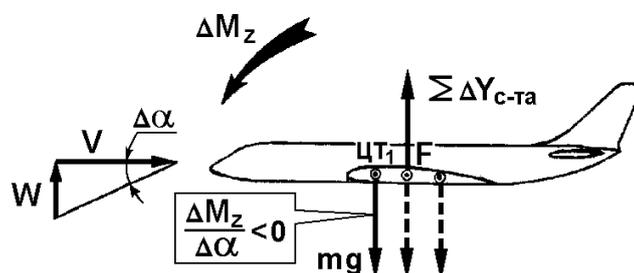


Рис. 95. Продольная статическая устойчивость по углу атаки

Для оценки продольной статической устойчивости самолета по перегрузке пользуются зависимостью $m_z = (\alpha)$, которая выражает зависимость коэффициента продольного момента самолета m_z от угла атаки α или C_{ya} .

Основными факторами, влияющими на продольную устойчивость самолета, являются те, которые воздействуют на изменение взаимного расположения центра масс и фокуса самолета, а именно:

– *центровка*. Чем более переднее расположение центра масс, тем большие восстанавливающие моменты будут создаваться на самолете при изменении угла атаки. Однако необходимо иметь в виду, что чрезмерное увеличение продольной устойчивости нежелательно, так как при этом затрудняется управляемость самолета. Предел передней центровки устанавливается из условия

получения приемлемых усилий в полете при пилотировании самолета и достаточности руля высоты на посадке;

– *высота полета*. С увеличением высоты фокус самолета смещается вперед, уменьшая устойчивость по перегрузке;

– *число М полета*. В пределах до числа $M_{\max \text{ доп}}$ устойчивость по перегрузке возрастает;

– *режим работы двигателя*. Влияние очень незначительное и зависит от расположения и типа силовых установок;

– *выпуск шасси и механизации*.

– *освобождение руля высоты*.

7.3.2. Устойчивость по скорости

Устойчивость самолета по скорости – способность самолета сохранять заданную скорость полета и возвращаться к ней самостоятельно, без вмешательства пилота (автопилота).

Для обеспечения продольной статической устойчивости по скорости необходимо, чтобы при увеличении ее возникал кабрирующий момент, который бы стремился увеличить угол атаки самолета, перевести его в набор высоты и уменьшить скорость до заданной.

И наоборот, при уменьшении скорости должен возникать пикирующий момент. Если при изменении скорости такие моменты возникают, то самолет будет статически устойчив по скорости, но связь между изменением скорости и угла атаки должна быть такой, чтобы перегрузка оставалась неизменной ($n_y = 1$).

Если же при увеличении скорости возникает пикирующий момент, а при уменьшении ее – кабрирующий, то самолет неустойчив по скорости.

Обязательным условием для обеспечения устойчивости самолета по скорости также является расположение фокуса самолета за центром масс.

Устойчивость самолета по скорости оценивается критерием:

$$\frac{\Delta Y_a}{\Delta V} > 0.$$

При $M > M_{\text{крит}}$ центр давления и фокус самолета с прямым крылом сильно смещаются назад, на самолет действует пикирующий момент тангажа, под действием которого угол тангажа и угол атаки уменьшаются, а самолет теряет высоту, увеличивая скорость. Самолет становится неустойчивым по скорости, т. е. самолет

может оказаться затянутым в пикирование. Поэтому превышение скорости более $M_{\max \text{ доп}}$ в эксплуатации категорически запрещается.

7.4. Продольная управляемость самолета

Продольной управляемостью называется способность самолета изменять угол атаки при отклонении руля высоты.

Допустим, самолет совершает горизонтальный полет на таком угле атаки, при котором балансировочное положение руля высоты равно 0° , и самолет находится в состоянии продольного равновесия $M_{z_{го}} = M_{z_{кр}}$. Если пилот взятием штурвала на себя увеличит угол отклонения руля высоты на $\Delta\delta_B$, то увеличится сила $Y_{го}$ и момент горизонтального оперения ($M_{z_{го}}$). Если $M_{z_{го}} > M_{z_{кр}}$, то самолет начнет поворачиваться относительно поперечной оси, увеличивая угол атаки.

За счет увеличения угла атаки самолета в фокусе самолета возникнет прирост подъемной силы ΔY_a и момент от этой силы, направленный против увеличения угла атаки. Одновременно растет пикирующий момент крыла, и когда новый, больший пикирующий момент крыла $M_{z_{кр}}$ станет равным моменту горизонтального оперения $M_{z_{го}}$, самолет зафиксирован на новом угле атаки (на новом режиме).

Если вы разобрались в принципе управления самолетом рулем высоты, то можно сделать вывод, что каждому положению руля высоты соответствует определенный угол атаки самолета.

Основными статическими характеристиками являются:

$$- \delta_B^{ny} = \frac{\Delta\delta_B}{\Delta n_y} \text{ — эффективность продольного управления показывает, на ка-}$$

кой угол необходимо отклонить руль высоты, чтобы изменить перегрузку на единицу;

$$- P_B^{ny} = \frac{\Delta P_B}{\Delta n_y} \text{ — тяжесть продольного управления показывает, какое усилие}$$

необходимо приложить к штурвалу, чтобы изменить перегрузку на единицу.

По показателям δ_B^{ny} и P_B^{ny} можно судить о продольной устойчивости по перегрузке, чем больше эти величины, тем устойчивее самолет. Характеристиками продольной управляемости также служат балансировочные кривые: $\delta_B = f(V)$ и $P_B = f(V)$.

Перечислим основные эксплуатационные факторы, влияющие на продольную управляемость самолета.

Центровка самолета. Излишне передняя центровка настолько увеличивает устойчивость, что затрудняется продольная управляемость, то есть возрастают усилия, прикладываемые к штурвалу, и самолет неохотно переходит на новый угол атаки. Поэтому необходимо ограничивать переднюю центровку самолета.

Скорость полета. При увеличении скорости полета величина аэродинамической силы горизонтального оперения при одинаковом отклонении руля высоты будет тем больше, чем больше скорость полета.

Высота полета. С увеличением высоты полета продольная управляемость ухудшается, а отклонение руля высоты увеличивается вследствие уменьшения массовой плотности воздуха.

7.5. Боковая устойчивость и управляемость самолета

7.5.1. Поперечное равновесие самолета

Поперечным равновесием называется такое состояние самолета, при котором его центр масс движется прямолинейно и равномерно, и самолет не вращается вокруг продольной оси $X - X$.

Для того, чтобы не было вращения самолета вокруг продольной оси, необходимо, чтобы сумма всех моментов, кренящих самолет вправо, равнялась сумме моментов, кренящих его влево (рис. 96), т. е. $\sum M_{\text{крен вправо}} = \sum M_{\text{крен влево}}$ или $Y_2 \cdot b + mg_1 \cdot c = Y_1 \cdot a + mg_2 \cdot d$.

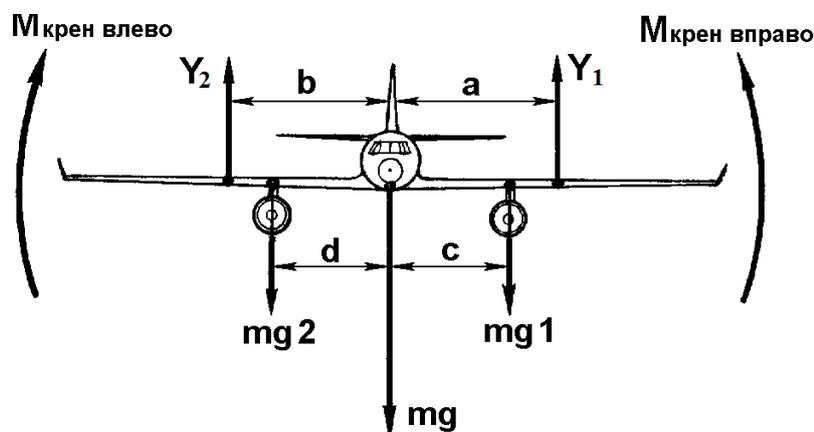


Рис. 96. Схема сил и моментов, действующих на самолет относительно продольной оси OX

При наличии весовой, геометрической и аэродинамической симметрии самолет будет находиться в состоянии поперечного равновесия. Поперечное равновесие может нарушиться в следующих случаях:

- нарушение геометрической симметрии самолета (искажение формы профиля, отклонение элеронов и т. п.);
- появление скольжения самолета;
- неравномерная выработка топлива с левых и правых групп баков;
- изменение режима работы двигателей (на винтовых самолетах);
- несимметричное отклонение закрылков при выпуске или уборке.

Во всех случаях нарушенное поперечное равновесие может быть восстановлено при помощи элеронов. Отклонением элеронов можно изменить величину сил Y_1 и Y_2 и, тем самым, достигнуть восстановления равновесия поперечных моментов, т. е. моментов относительно продольной оси X , не нарушая равновесия сил.

7.5.2. Путевое равновесие самолета

Путевым равновесием называется такое состояние самолета, при котором его центр масс движется прямолинейно и равномерно, и самолет не вращается вокруг вертикальной оси Y .

Для того, чтобы у самолета отсутствовало вращение вокруг вертикальной оси, необходимо, чтобы сумма всех моментов, разворачивающих самолет вправо, равнялась сумме всех моментов, разворачивающих его влево, т. е. $\sum M_{\text{разв. вправо}} = \sum M_{\text{разв. влево}}$ или $P_{\text{л}}a + X_{\text{пр}}b = P_{\text{пр}}b + X_{\text{л}}c$.

Факторы, нарушающие путевое равновесие самолета:

- нарушение геометрической симметрии;
- возникновение скольжения;
- изменение режима работы двигателей;
- отказ одного двигателя;
- порыв ветра.

Восстановление путевого равновесия осуществляется путем отклонения руля направления в необходимую сторону.

7.5.3. Путьевая устойчивость самолета

Путьевой (или флюгерной) устойчивостью самолета называется способность его самостоятельно, без вмешательства пилота, восстанавливать первоначальное состояние путевого равновесия.

Предположим, что под действием порыва ветра самолет развернулся на какой-то угол β (рис. 97).

При полете со скольжением нарушается симметрия обтекания самолета, в результате чего возникает сила Z_β и M_y . Боковая сила Z_β расположена в боковом фокусе самолета и определяется по формуле

$$Z_\beta = C_z \cdot \frac{\rho V^2}{2} S = C_z^\beta \cdot \beta \cdot \frac{\rho V^2}{2} S.$$

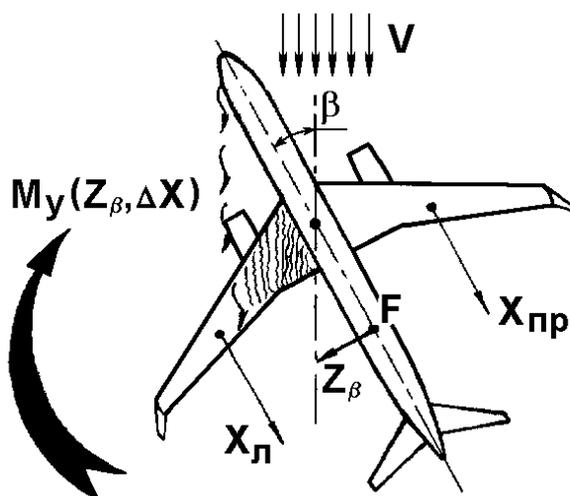


Рис. 97. Путьевая устойчивость самолета

Так как боковой фокус самолета не совпадает с центром масс, то возникает восстанавливающий момент M_y , который будет уменьшать угол скольжения β , возвращая самолет в первоначальное состояние путевого равновесия

$$M_y = m_y \cdot \frac{\rho V^2}{2} \cdot S \cdot L_{\text{крыла}} = m_y^\beta \cdot \beta \cdot \frac{\rho V^2}{2} \cdot S \cdot L_{\text{крыла}}.$$

На путьевую устойчивость влияют следующие эксплуатационные факторы:

- площадь киля;
- центровка самолета. При передней центровке степень путевого устойчивости увеличивается, и наоборот, более задняя центровка ухудшает путьевую устойчивость;

- *угол атаки*. На больших углах атаки вследствие затенения вертикально-го оперения фюзеляжем путевая устойчивость ухудшается;
- *положение закрылков*. При выпущенных закрылках путевая устойчивость выше;
- *скорость полета*. Чем больше скорость полета, в пределах допустимых ограничений, тем больше путевая устойчивость самолета.

7.5.4. Поперечная устойчивость самолета

Поперечной устойчивостью самолета называется способность самолета самостоятельно, без вмешательства пилота, восстанавливать первоначальное состояние поперечного равновесия.

Пусть самолет под действием порыва ветра накренился на левое крыло (рис. 98).

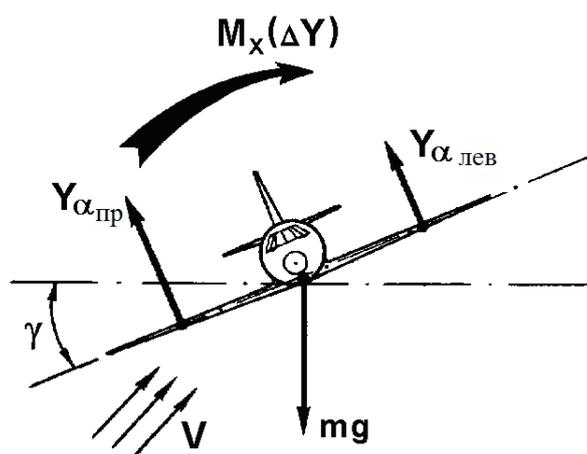


Рис. 98. Поперечная устойчивость самолета

В результате скольжения на опущенное крыло подъемная сила левого крыла увеличивается, а правого уменьшается, возникает разность подъемных сил и восстанавливающий момент крена M_x :

$$Y_x = m_x S \cdot \frac{\rho V^2}{2} L_{кр} = m_x^\beta \beta \cdot \frac{\rho V^2}{2} S L_{кр}.$$

Факторы, влияющие на поперечную устойчивость самолета:

- *стреловидность крыла*. Чем больше стреловидность крыла, тем больше поперечная устойчивость самолета;
- *затенение крыла фюзеляжем при скольжении*;
- *положительное или отрицательное поперечное V крыла*;

– *угол атаки*. Увеличение поперечной устойчивости на больших углах атаки отрицательно сказывается на летных характеристиках: появляется склонность к боковой раскачке и плохим характеристикам затухания боковых колебаний;

– *высота полета*. С увеличением высоты поперечная устойчивость уменьшается;

– *выпуск закрылков*. Чем больше угол отклонения закрылков, тем больше поперечная устойчивость;

– *скорость полета*. Увеличение скорости в пределах ограничений увеличивает поперечную устойчивость;

– *геометрическая и аэродинамическая крутки*;

– *аэродинамические гребни* на верхней поверхности полукрыльев.

В заключение можно сделать вывод: изолированно путевая и поперечная устойчивости не могут существовать. Совокупность этих видов устойчивости называется боковой устойчивостью самолета.

Важным параметром, характеризующим одновременное проявление движений рыскания и крена в процессе боковых колебаний, является отношение максимальных амплитуд угловых скоростей крена и рыскания, обозначаемое параметром χ :

$$\chi = \frac{\omega_{x\max}}{\omega_{y\max}} = -\frac{m_x^\beta}{m_x^\beta} = 0,7 \dots 1,5.$$

При больших значениях коэффициента χ самолет обладает завышенной поперечной устойчивостью, что приводит к боковой раскачке самолета (так называемый «голландский шаг»). Реакция самолета на скольжение становится очень резкой, и это затрудняет пилотирование.

При малых значениях коэффициента χ самолет имеет завышенную путевую устойчивость, что приводит к *спиральной неустойчивости* самолета.

7.5.5. Путевая управляемость самолета

Путевой управляемостью называется способность самолета поворачиваться вокруг вертикальной оси OY при отклонении руля направления.

Рассмотрим, каким образом осуществляется путевая управляемость самолета. Допустим, самолет находится в равновесии, и пилот, нажав на правую педаль, отклонит руль направления вправо (рис. 99).

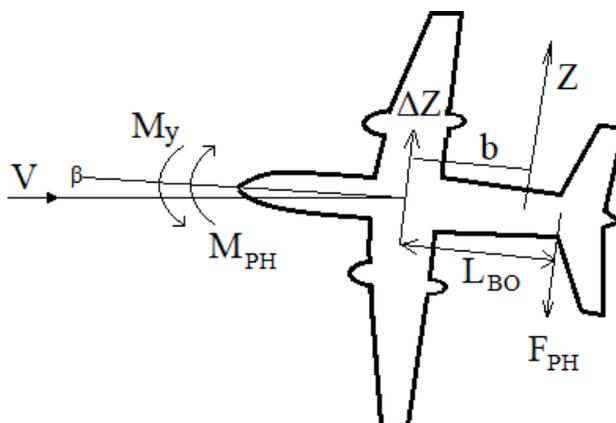


Рис. 99. Путевая управляемость самолета

В первый момент времени центр масс будет двигаться прямолинейно, а самолет будет разворачиваться вправо вокруг вертикальной оси OY , и появится скольжение на левое полукрыло. В результате кривой обдувки в боковом фокусе самолета возникает аэродинамическая сила Z , которая создает момент $M_y = Zb$, направленный против разворачивающего момента, назовем его уравнивающим моментом. Угол скольжения будет увеличиваться до тех пор, пока не наступит равенство моментов: разворачивающего и уравнивающего. Таким образом, руль направления самолета служит для изменения угла скольжения, причем каждому углу отклонения руля направления соответствует определенный угол скольжения. В дальнейшем поведение самолета зависит от неуравновешенной центростремительной силы $Z - F_{RH}$, под действием которой самолет будет разворачиваться в сторону отклоненного руля направления, двигаясь по искривленной траектории.

У современных самолетов углы отклонения руля направления составляют $25-27^\circ$. С увеличением высоты полета плотность воздуха и эффективность руля направления уменьшается. При полете на больших углах атаки путевая управляемость снижается.

Путевая управляемость оценивается следующими показателями:

$$\frac{\Delta P_n}{\Delta \gamma} \text{ — тяжесть путевого управления;}$$

$\frac{\Delta\delta}{\Delta\gamma}$ – эффективность путевого управления.

Для уменьшения усилий на педалях при управлении самолетом на нем устанавливаются гидроусилители.

7.5.6. Поперечная управляемость самолета

Поперечной управляемостью называется способность самолета поворачиваться вокруг продольной оси, то есть крениться, при отклонении элеронов.

При отклонении элеронов изменяется кривизна, а следовательно, и характер обтекания той части крыла, которая расположена перед элеронами. Для того, чтобы накренить самолет вправо, пилот должен повернуть штурвал вправо. При этом правый элерон отклоняется вверх, а левый – вниз (рис. 100).

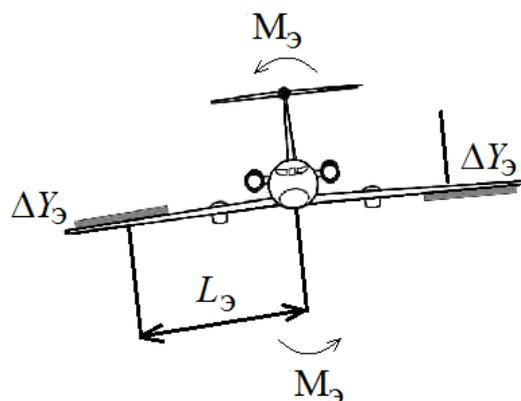


Рис. 100. Поперечная управляемость самолета

В результате разных условий обтекания полукрыльев возникает разность подъемных сил $Y_{л} - Y_{пр}$.

Эта разность подъемных сил создаст кренящий момент относительно продольной оси, под действием которого самолет начнет вращаться в сторону повернутого штурвала.

Величина кренящего момента $M_{хэ}$ определяется отклонением $\delta_э$, $V(M)$, α , ρ , $\delta_{закр}$.

Оценивается поперечная управляемость следующими показателями:

$\frac{\Delta P_э}{\Delta \omega_x}$ – тяжесть поперечного управления;

$\frac{\Delta \omega_x}{\Delta \delta_э}$ – эффективность элеронов.

Для исключения заклинивания элеронов при изгибных деформациях крыла часто элероны выполняются из двух секций на каждом полукрыле.

Вопросы для самоконтроля

1. Причины возникновения аэродинамических моментов на ВС.
2. Дайте определение понятию «центровка самолета». Какие существуют ограничения по центровке?
3. Условия продольного равновесия в установившемся полете. Нарисуйте схему сил и моментов, действующих на самолет.
4. Дайте определение понятию «фокус самолета».
5. Назовите критерий и условие статической устойчивости по перегрузке.
6. Проанализируйте влияние центровки на продольную устойчивость по перегрузке.
7. Докажите, что ВС, центр масс которого расположен впереди фокуса, статически устойчив по углу атаки (перегрузке).
8. Дайте определение поперечной устойчивости ВС.
9. Перечислите эксплуатационные факторы, влияющие на путевую устойчивость ВС.

8. ОСОБЕННОСТИ АЭРОДИНАМИКИ И ДИНАМИКИ ПОЛЕТА В ОСОБЫХ УСЛОВИЯХ И ОСОБЫХ СЛУЧАЯХ ПОЛЕТА

8.1. Особенности полета в условиях турбулентности

При полете в неспокойном воздухе на самолет действуют порывы ветра различного направления. Порыв ветра может изменить углы атаки, скольжения и скорость набегающего потока, вследствие чего изменятся величины аэродинамических сил и их моментов, которые, в свою очередь, вызывают нарушение равновесия самолета и изменение величины перегрузки.

Вектор скорости порыва ветра, действующего на самолет, можно разделить на три составляющие.

Горизонтальный порыв (W_x) не оказывает существенного влияния на равновесие, а перегрузка изменяется на небольшую величину, так как изменение подъемной силы и лобового сопротивления незначительно.

Боковой порыв (W_z) вызывает нарушение бокового равновесия самолета, что является опасным только при полете на больших углах атаки.

Вертикальные воздушные потоки – восходящие и нисходящие – имеют наибольшее значение с точки зрения безопасности полета. При попадании самолета в восходящий поток (W_y) существует две опасности:

- получение перегрузки больше максимально допустимой и разрушение самолета в воздухе;

- выход самолета на срывные углы атаки и сваливание.

В случае попадания в восходящий поток угол атаки увеличивается на $\Delta\alpha_w$ (рис. 101). Величину приращения угла атаки можно рассчитать по формуле

$$\Delta\alpha_w \approx \frac{W_y}{V}.$$

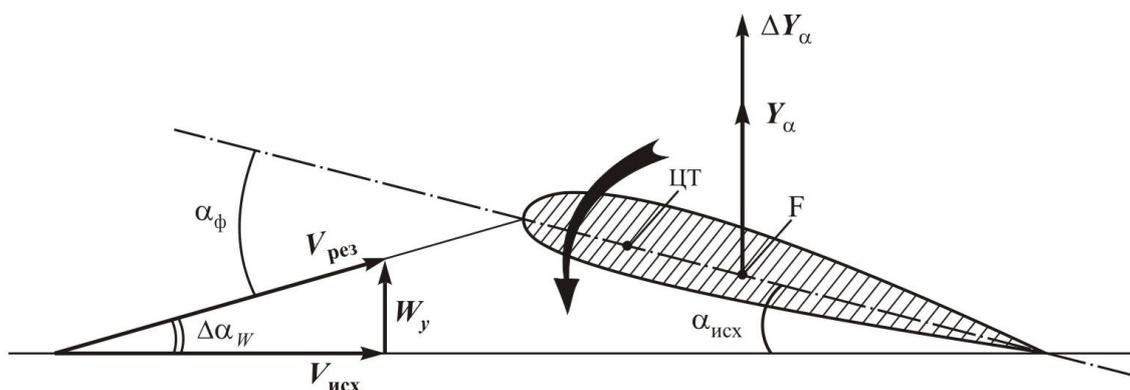


Рис. 101. Изменение угла атаки за счет влияния восходящего потока воздуха

Из формулы следует, что для уменьшения прироста угла атаки и предотвращения выхода самолета на сваливание необходимо держать большую скорость полета.

Рассмотрим влияние порыва ветра на изменение перегрузки. Известно, что в установившемся горизонтальном полете сумма вертикальных сил, действующих на самолет, равна нулю, а перегрузка равна единице: $n = Y / mg = 1$.

При попадании в восходящий порыв происходит быстрое увеличение угла атаки и, следовательно, увеличение подъемной силы (см. рис. 101):

$$n_w = \frac{Y_w}{mg} = \frac{Y + \Delta Y}{mg} = 1 + \Delta n_y.$$

Перегрузка n_w может стать больше допустимой, и произойдет разрушение или деформация самолета. Приращение перегрузки при действии порыва ветра можно записать в виде

$$\Delta n_y = \frac{\Delta Y}{mg}, \quad \Delta n_y = \frac{C_{y\alpha}^\alpha}{2mg} \rho S W_y V.$$

Следовательно, для уменьшения приращения перегрузки (Δn_y) необходимо выполнять полет на меньшей скорости.

Из вышесказанного можно сделать вывод, что полет самолета в турбулентной атмосфере должен выполняться в определенном диапазоне скоростей (рис. 102), нарушение которого может вызвать следующие особенности при эксплуатации:

1. Полет на излишне малых приборных скоростях ($V < V_1$), где углы атаки большие, недопустим, так как восходящий поток может вывести самолет на околоскритические углы атаки, при которых возможен срыв самолета, хотя опасность возникновения больших перегрузок отсутствует.

2. Полет на излишне больших скоростях ($V > V_2$) также недопустим, так как при попадании в восходящий порыв на самолете возможно появление больших перегрузок.

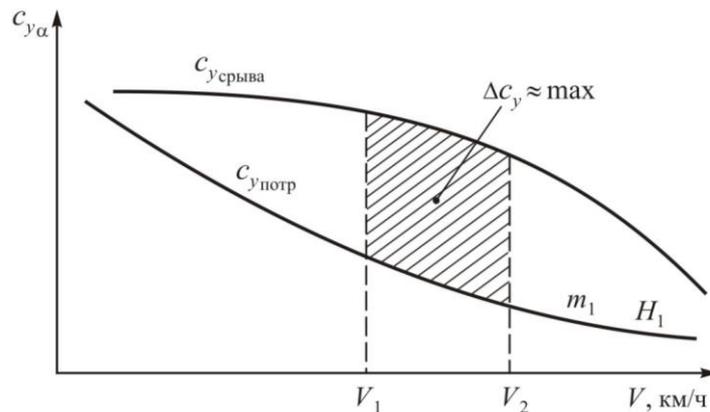


Рис. 102. Диапазон скоростей при полете в условиях турбулентности

Действующие на самолет перегрузки могут быть созданы пилотом (маневренные) или воздействием внешних возмущений (болтаночные).

Величина маневренной перегрузки зависит от весовых, геометрических параметров самолета и квалификации пилота.

При попадании самолета в зону турбулентности на малых высотах необходимо уменьшить скорость полета и принять меры для выхода из этой зоны. С увеличением высоты полета за счет падения плотности воздуха уменьшается запас по углу атаки до сваливания. Если нет возможности обойти грозовую зону, необходимо вернуться на аэродром вылета или ближайший аэродром. Все маневры при пилотировании выполняются плавно, в момент уменьшения турбулентности, не допуская крена более 15° .

8.1.1. Особенности полета в условиях вихревого следа за самолетом

После пролета самолета за ним в атмосфере образуется так называемый спутный след, т. е. зона возмущений. В образовании спутного следа участвует три составляющих:

- аэродинамический след, образованный отдельными частями самолета,
- струи, отбрасываемые винтами,
- вихревые концевые жгуты.

Влияние первых двух составляющих исчезает уже на расстоянии 150–200 м, и основную опасность для самолетов представляют концевые вихри. Причина их образования – перетекание воздуха на концах крыла с нижней поверхности крыла на верхнюю, которое индицирует поле вертикальных скоростей, направленных вниз по нормали к вектору скорости (рис. 103).

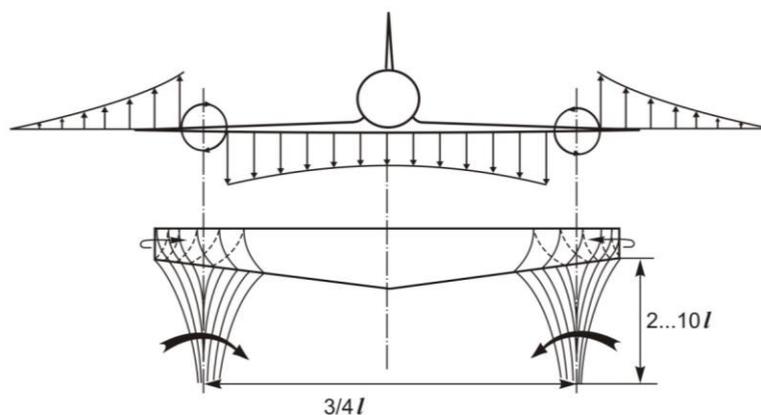


Рис. 103. Образование концевых вихрей за летящим самолетом

Интенсивность спутного следа увеличивается с увеличением полетной массы самолета, с уменьшением плотности воздуха, скорости полета и размаха крыла.

На большой высоте за счет взаимного влияния вихри снижаются с небольшой вертикальной скоростью на 50–100 м, в зависимости от размеров самолета.

Вблизи земли возможно боковое смещение спутного следа под действием бокового ветра и появление отраженных от земли вихрей.

Время существования спутного следа зависит от многих эксплуатационных факторов (состояния атмосферы, конфигурации самолета, силы и направления ветра и т. п.).

Поведение «легкого» самолета зависит от того, в какую часть спутного следа он попадет (рис. 104).

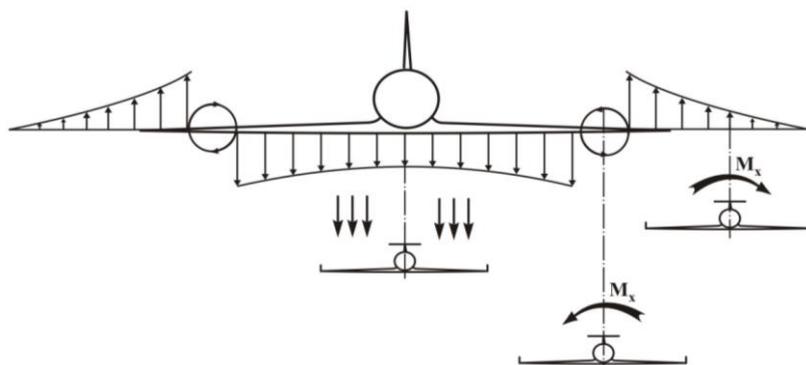


Рис. 104. Варианты попадания «легкого» самолета в спутный след

Наиболее неблагоприятный случай – попадание самолета вдоль оси вихря или под небольшим углом. При этом на самолет действует момент крена, для парирования которого может не хватить даже полного отклонения элеронов.

При попадании между вихрями на самолет действует нисходящий поток, резко отклоняя траекторию вниз.

Для предотвращения попадания самолета в спутный след не следует уменьшать рекомендуемые интервалы между самолетами. При взлете за тяжелым самолетом желательно, чтобы траектория взлета проходила выше.

8.1.2. Изменение летных характеристик при попадании в условия сдвига ветра

Сдвиг ветра – изменение скорости и направления ветра в атмосфере, измеренное на небольшом расстоянии (30 или 100 м). Для полета наибольшую опасность представляет вертикальный сдвиг ветра, который может быть положительным (скорость ветра возрастает с высотой) и отрицательным. Горизонтальный сдвиг ветра опасности не представляет.

Сдвиги ветра различной интенсивности существуют в природе всегда. Основная проблема сдвига ветра заключается в том, что самолет в силу инерции

некоторое время сохраняет путевую скорость постоянной. При резком изменении скорости ветра будет меняться воздушная скорость, а следовательно, и аэродинамические силы. Рассмотрим движение самолета по глиссаде (рис. 105). На приведенной схеме видно, что из-за уменьшения воздушной скорости подъемная сила (Y_a) падает и становится меньше силы веса. Самолет переходит на снижение, стремясь восстановить скорость за счет устойчивости самолета по скорости.

Восстановить положение самолета на глиссаде можно за счет увеличения тяги двигателей, а следовательно, увеличения путевой скорости. Увеличение $V_{\text{пут}}$ за счет уменьшения высоты требует большого запаса высоты и времени.

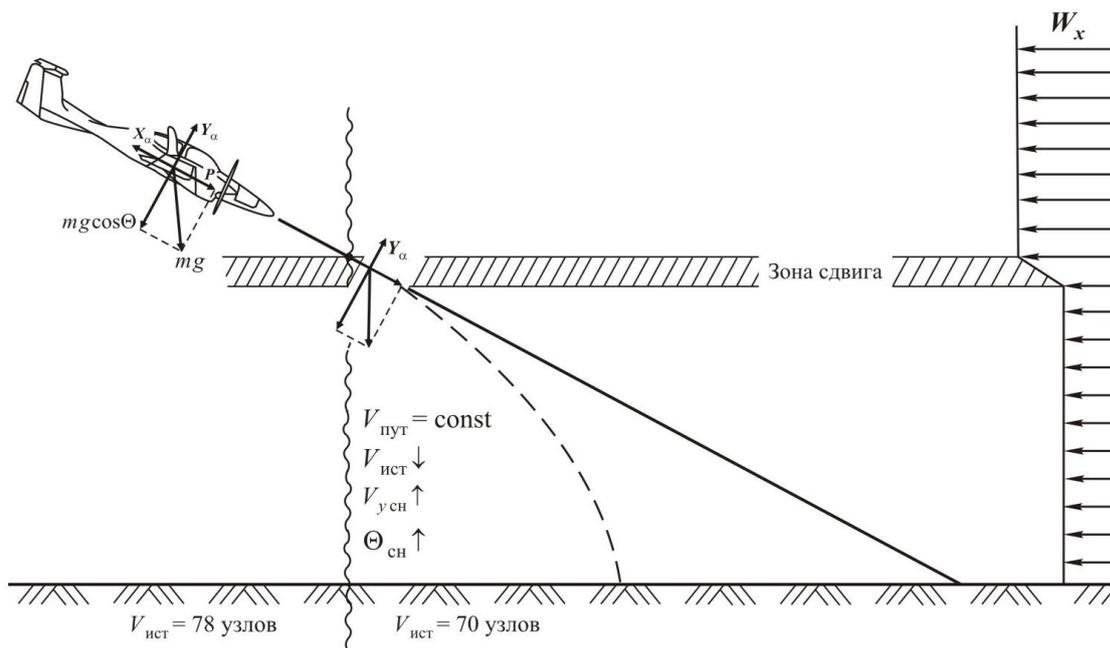


Рис. 105. Влияние сдвига ветра на траекторию полета самолета

Основная проблема для увеличения скорости – это инертность самолета, приемистость двигателя и замедленная реакция пилота. Для повышения безопасности полетов при взлете и заходе на посадку в условиях сдвига ветра экипажам воздушных судов необходимо руководствоваться следующими рекомендациями.

Перед вылетом:

- экипаж ВС во время предполетной подготовки должен быть проинформирован о фактическом ветре у земли, на высоте 100 м и на высоте прямоугольного маршрута;

- командир ВС должен оценить характер и величину сдвига ветра и с диспетчером службы движения принять соответствующее решение.

При взлете:

– если встречная составляющая ветра у земли больше, чем на высоте, или ветер переходит в попутный, закрылки необходимо убирать на высоте не менее 200 м в два-три приема;

– если встречная составляющая скорости ветра на высоте 100 м по своей величине меньше на 10 м/с и более, чем у земли, следует отложить взлет до ослабления сдвига ветра.

При заходе на посадку:

– при сдвиге ветра менее 5 м/с на 100 м заход на посадку выполнять на обычных режимах;

– при сдвиге ветра 5 м/с и более на 100 м высоты, если встречная составляющая скорости ветра у земли меньше, чем на высоте, необходимо скорость полета увеличить на 10–15 км/ч по сравнению с рекомендованной;

– при отсутствии информации о скорости и направлении ветра на высоте 100 м пилоту необходимо тщательно наблюдать за характером возможного изменения скорости на глиссаде. Если для выдерживания скорости требуется ряд последовательных увеличений режима работы двигателей, необходимо повысить приборную скорость на 15–20 км/ч по сравнению с требуемой;

– если для выдерживания расчетной скорости требуется номинальный режим работы двигателей, необходимо установить взлетный режим и уйти на второй круг;

– если встречная составляющая скорости ветра у земли меньше на 15 м/с и более, чем на высоте 100 м, заход на посадку представляет опасность;

– диспетчерский состав службы движения при выборе рабочего курса для взлета и посадки должен детально анализировать метеообстановку в районе аэродрома и при получении информации о сдвиге ветра сообщать об этом экипажам воздушных судов.

При воздействии сдвига ветра ситуация осложняется, если в районе посадки наблюдаются ливневые осадки, так как происходит:

- торможение самолета из-за воздействия капель воды,
- увеличение массы самолета,
- увеличение шероховатости поверхности самолета,
- ухудшение условий работы щелевой механизации.

8.2. Особенности полета самолета при обледенении

Обледенение – одно из опасных для самолета атмосферных явлений, непосредственно влияющих на аэродинамические и летные характеристики, а также на характеристики устойчивости и управляемости самолета.

Ледяные отложения могут значительно изменить форму профиля крыла и горизонтального оперения, создать повышенную турбулентность и преждевременный срыв потока, который особенно опасен при полете на малых скоростях во время захода на посадку в посадочной конфигурации.

Отложение льда в полете происходит одновременно на всех поверхностях: крыле, вертикальном и горизонтальном оперении – это существенно уменьшает $\alpha_{кр}$ крыла и горизонтального оперения. Сопротивление самолета при обледенении растет за счет увеличения шероховатости поверхности, увеличения сечения профилей, турбулизации потока и вынужденного увеличения угла атаки при потере скорости и подъемной силы (рис. 106).

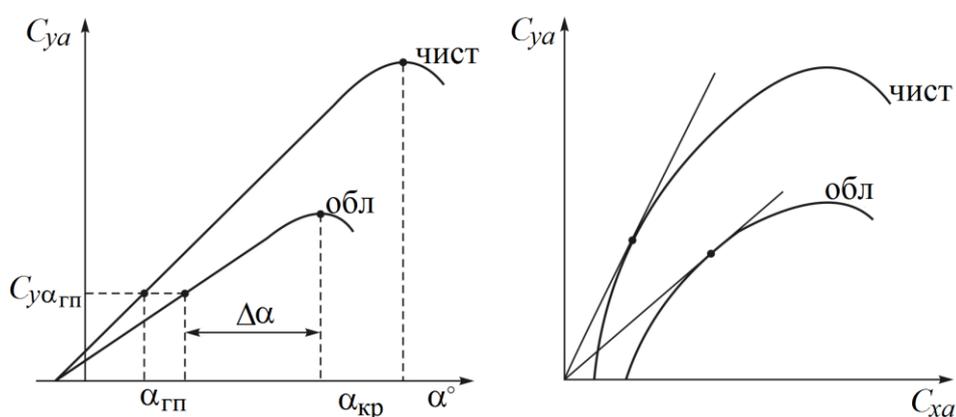


Рис. 106. Изменение аэродинамических характеристик при обледенении самолета

Подъемная сила уменьшается за счет уменьшения скоростей обтекания верхней поверхности крыла при вихреобразовании и уменьшения перепада давления под крылом и над ним.

Аэродинамическое качество уменьшается во всем диапазоне летных углов атаки. Вследствие значительного уменьшения $C_{y \max}$ и $\alpha_{кр}$ скорость сваливания увеличивается; при грубых ошибках пилотирования или сильном обледенении скорость, на которой выполняется полет, и скорость сваливания могут стать равными. Изменяются усилия на органах управления, может появиться тряска самолета или органов управления. Особенно опасно обледенение силовых установок.

Взлет на обледеневшем самолете запрещен. При взлете на обледеневшем самолете скорость на разбеге увеличивается медленно, следовательно, значительно

увеличивается длина разбега. Но главная опасность заключается в том, что после отрыва самолет может стать неуправляемым и неустойчивым. Небольшие порывы ветра или движения штурвала могут вывести самолет на закритические углы атаки и вызвать срыв потока на крыле. Большой опасностью является снижение эффективности органов управления у обледеневшего самолета.

Обледенение самолета на земле намного опаснее, чем в полете, так как большая поверхность самолета подвержена ледяным отложениям. Поэтому необходимо перед выполнением полета производить удаление инея, льда и снега. Снег или лед, не удаленные с верхних поверхностей самолета, могут привести к сваливанию самолета после отрыва.

Обледенение стабилизатора гораздо опаснее, чем обледенение крыла, поскольку оно не обнаруживается по мере нарастания льда во время обычного крейсерского полета с убранными закрылками, и только на режимах захода на посадку при отклонении закрылков влияние образовавшегося льда может проявиться резко и неожиданно для пилота. В этом случае снос потока за крылом сильно увеличивается и отрицательный угол атаки горизонтального оперения приближается к критическому. В случае срыва потока на горизонтальном оперении на самолете появляется избыточный момент на пикирование ($M_{z_{кр}} > M_{z_{ГО2}}$). Это явление называют «клевком» самолета (рис. 107). При «клевке» самолет резко опускает носовую часть, и вертикальная скорость может достигать 10–15 м/с.

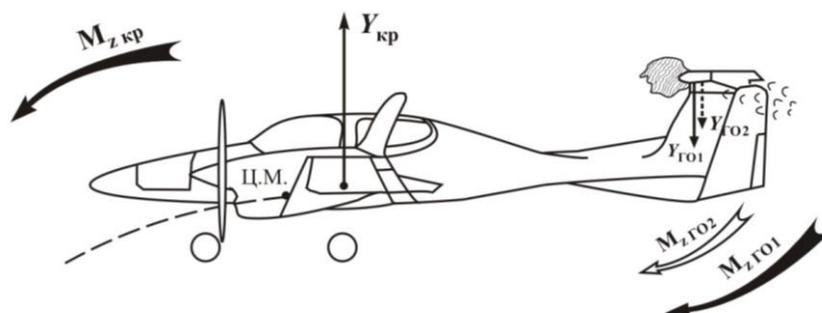


Рис. 107. Изменение продольного момента при обледенении самолета

Своевременные и правильные действия пилота гарантируют небольшую потерю высоты.

Причины, вызывающие «клевок» самолета, следующие:

- обледенение стабилизатора,
- отклонение закрылков в посадочное положение при обледеневшем стабилизаторе,
- передние центровки,
- большая масса самолета,

– совмещение довыпуска закрылков в посадочное положение с переводом самолета в глиссаду,

– резкие движения штурвала от себя при пилотировании.

В случае попадания в зону обледенения необходимо:

– покинуть зону обледенения (изменив высоту полета или развернув самолет для возврата в зону с более высокой температурой);

– известить диспетчера УВД, если ожидается возникновение аварийной ситуации;

– при обледенении выдерживать повышенную скорость.

8.3. Полет при несимметричной тяге

8.3.1. Поведение самолета при отказе двигателя

При отказе двигателя самолет разворачивается в сторону отказавшего двигателя под действием моментов от силы тяги работающего двигателя (P_1) и сопротивления отказавшего двигателя (X_2) (рис. 108).

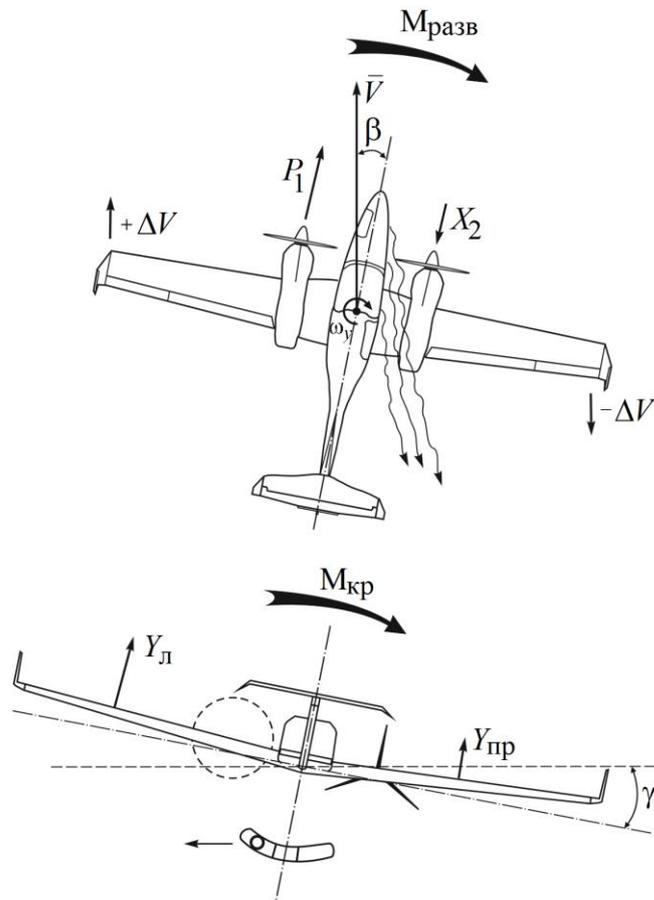


Рис. 108. Поведение самолета при отказе двигателя

Вследствие инерции самолет стремится сохранить направление полета, в результате чего возникает скольжение на крыло с работающим двигателем. При скольжении возникают восстанавливающие и демпфирующие моменты, но они значительно меньше разворачивающего момента, и самолет продолжает разворачиваться в сторону отказавшего двигателя. Несвоевременность устранения скольжения самолета может привести к срыву потока с вертикального оперения из-за кривой обдувки и потери путевой управляемости.

Самолет кренится на полукрыло с отказавшим двигателем под действием момента разности подъемных сил левого и правого полукрыла. Разность подъемных сил возникает вследствие скольжения крыла и затенения части крыла фюзеляжем. Наличие положительного V крыла несколько увеличивает кренящий момент. При вращении самолета в сторону отказавшего двигателя с угловой скоростью ω_y левое полукрыло движется вперед, и скорость обдувки дополнительно увеличивается, увеличивается и подъемная сила. На правом полукрыле картина обратная, и полукрыло теряет подъемную силу, поэтому кренящий момент дополнительно увеличивается.

При отказе двигателя самолет уменьшает скорость и высоту полета, так как уменьшается располагаемая тяга.

Задача пилота – уравновесить разворачивающий и кренящий моменты и сбалансировать самолет в зависимости от этапа полета.

8.3.2. Изменение аэродинамических и летных характеристик при отказе двигателя

При отказе двигателя аэродинамические характеристики самолета ухудшаются (рис. 109).

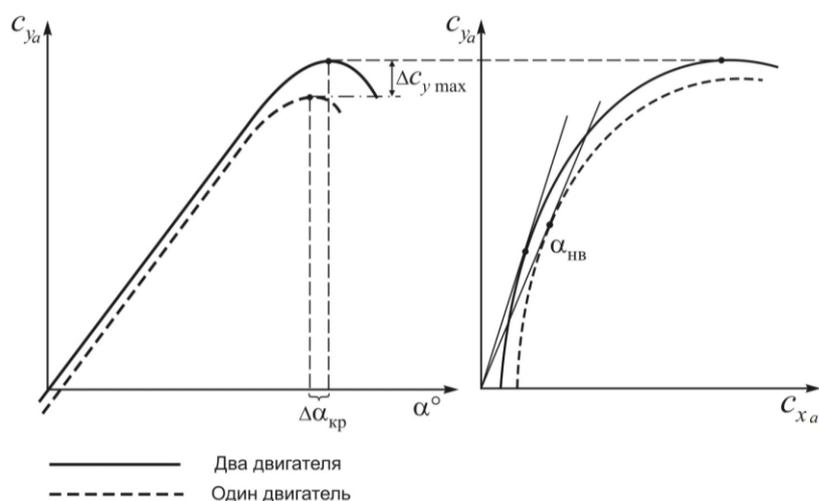


Рис. 109. Изменение аэродинамических характеристик при отказе двигателя

Коэффициент лобового сопротивления (c_{xa}) увеличивается в следующих случаях:

- вследствие скольжения самолета,
- большого расхода рулей при балансировке самолета,
- дополнительного сопротивления отказавшего двигателя,
- вынужденного увеличения угла атаки при потере скорости.

Коэффициент подъемной силы (c_{ya}) уменьшается за счет уменьшения эффективной скорости обтекания при скольжении.

Из анализа аэродинамических характеристик следует, что критический угол атаки уменьшается примерно на $1-2^\circ$ вследствие влияния скольжения, которое вызывает преждевременный срыв. Наивыгоднейший угол атаки увеличивается примерно на 1° из-за смещения поляры вправо на величину приращения лобового сопротивления. Прирост сопротивления зависит от величины угла скольжения (β) (рис. 110).

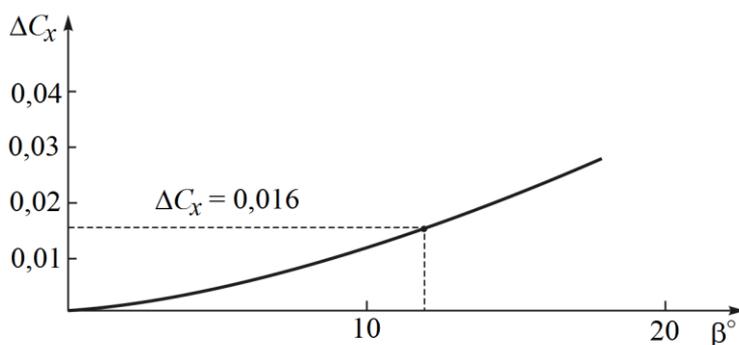


Рис. 110. Прирост сопротивления при скольжении самолета

Уменьшение располагаемой тяги (мощности), увеличение потребной тяги (мощности) и уменьшение аэродинамического качества вызывает ухудшение летных характеристик самолета (рис. 111).

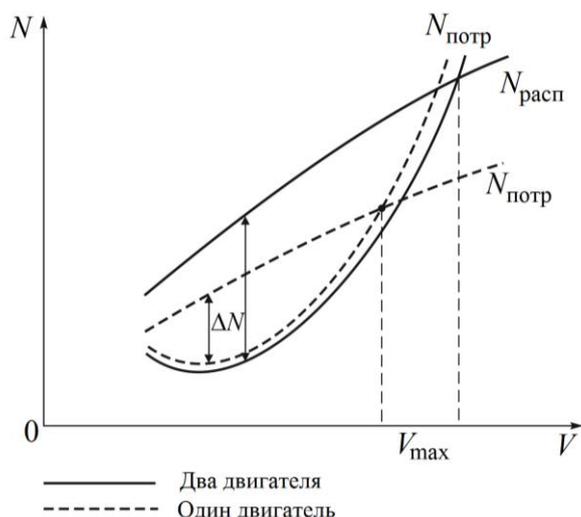


Рис. 111. Изменение летных характеристик при отказе двигателя

8.3.3. Основные виды балансировки с отказавшим двигателем

Самолет в зависимости от этапа полета, на котором отказал двигатель, можно сбалансировать следующим образом:

1. *Балансировка самолета без скольжения с креном в сторону работающего двигателя* (рис. 112). Такая балансировка самолета аэродинамически самая выгодная, так как лобовое сопротивление будет наименьшим и потребуются небольшие отклонения руля направления и элеронов; рекомендуется при продолженном взлете, уходе на второй круг с отказавшим двигателем. В этом виде балансировки обеспечивается практически максимальный запас винтовой тяги, что важно при потере 50 % располагаемой мощности самолета.

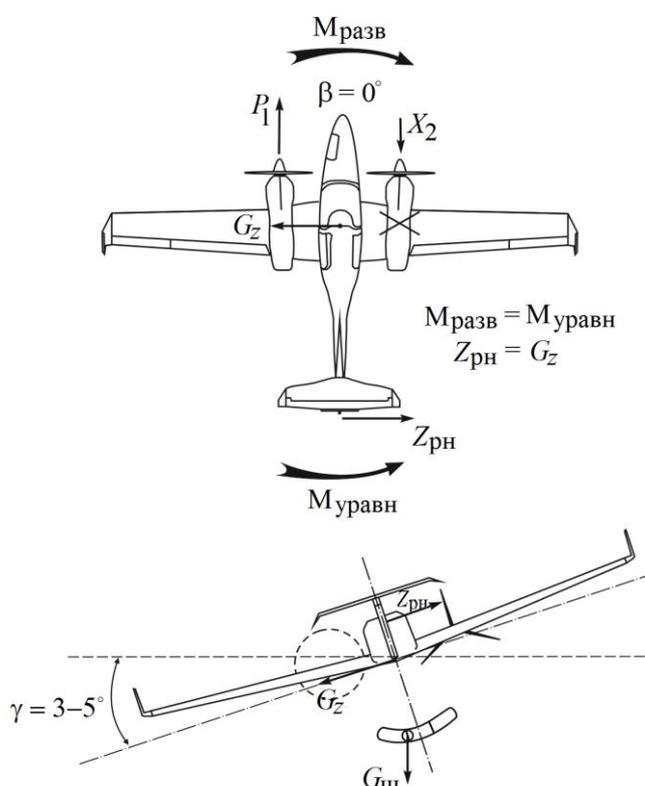


Рис. 112. Балансировка самолета без скольжения с креном на работающий двигатель

Шарик указателя скольжения отклонен в сторону крена на 0,5 диаметра, что соответствует крену 3–5°. Крен в сторону работающего двигателя необходим для того, чтобы обеспечить прямолинейное движение самолета за счет равенства сил $Z_{рн} = G_z$, при условии, что равенство моментов обеспечено ($M_{разв} = M_{уравн}$).

2. *Балансировка самолета без крена со скольжением на крыло с неработающим двигателем* (рис. 113). Этот вид балансировки является простым и

удобным в пилотировании (особенно в сложных метеоусловиях) и рекомендуется в горизонтальном полете и при заходе на посадку с одним отказавшим двигателем.

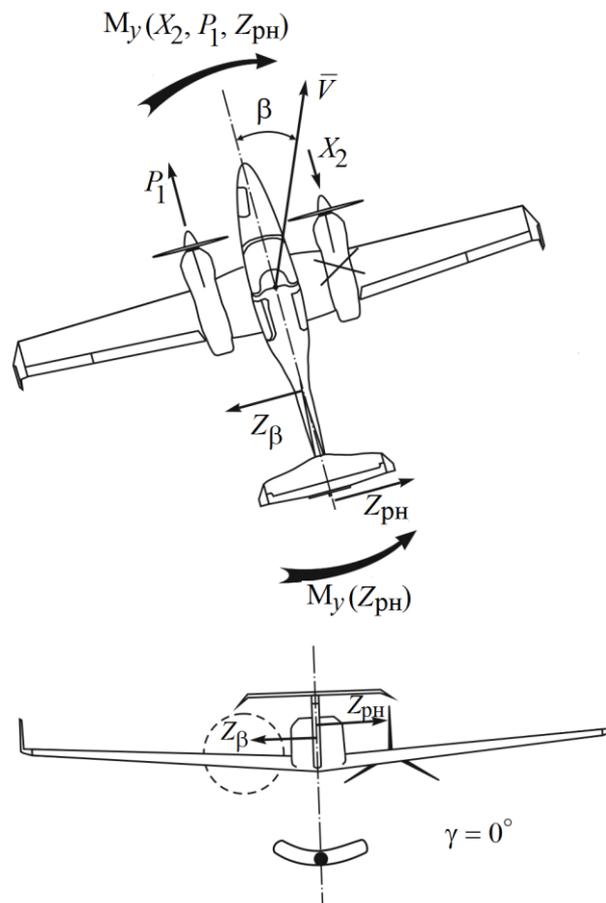


Рис. 113. Балансировка без крена со скольжением на крыло с неработающим двигателем

Недостатком этого вида балансировки является большое сопротивление самолета за счет скольжения и большого отклонения руля направления. Шарик указателя скольжения будет находиться в центре.

Вопросы для самоконтроля

1. Дайте определение большому углу атаки.
2. Поясните причину сваливания самолета на больших углах атаки.
3. Дайте определение понятиям «сваливание» и «штопор» ВС.
4. Раскройте физический смысл понятия авторотации крыла.
5. Назовите основные опасности, существующие при полете самолета в болтанку.
6. Основные виды обледенения и влияние их на поляру и зависимость $c_{ya} = f(\alpha)$.

7. Причины «клевка» самолета в условиях обледенения.
8. Перечислите эксплуатационные факторы, способствующие явлению «клевка» ВС.
9. Опишите поведение самолета при отказе двигателя на двухмоторном ВС.
10. Изобразите схему сил и моментов для различных видов балансировки самолета при полете с отказавшим двигателем.
11. Изменение сил и моментов, действующих на самолет, при попадании в условия сдвига ветра.

РЕКОМЕНДУЕМАЯ ЛИТЕРАТУРА

1. Косачевский, С. Г. Аэродинамика и динамика полета легких самолетов : учебное пособие / С. Г. Косачевский, Д. В. Айдаркин, А. А. Бондаренко, Д. В. Качан ; под общей редакцией С. Г. Косачевского. – Ульяновск : УИ ГА, 2019. – 240 с.
2. Николаев, Л. Ф. Основы аэродинамики и динамики полета транспортных самолетов : учебное пособие для вузов / Л. Ф. Николаев. – Москва : Транспорт, 1997. – 232 с.
3. Стариков, Ю. Н. Основы аэродинамики летательных аппаратов : учебное пособие / Ю. Н. Стариков, Е. Н. Коврижных. – Ульяновск : УВАУ ГА, 2004. – 151 с.
4. Богославский, Л. Е. Основы теории полета : пособие для курсантов-пилотов и диспетчеров / Л. Е. Богославский. – Москва : МГА СССР, 1970. – 171 с.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. Ефимова, М. Г. Основы аэродинамики и летно-технические характеристики воздушных судов : учебное пособие / М. Г. Ефимова, В. Г. Ципенко. – Москва : МГТУГА, 2009. – 64 с.
2. Стариков, Ю. Н. Основы аэродинамики летательных аппаратов : учебное пособие / Ю. Н. Стариков, Е. Н. Коврижных – Ульяновск : УВАУ ГА, 2004. – 151 с.

3. Практическая аэродинамика самолета DA-42 : учебное пособие / составители: В. П. Бехтир, Ю. Н. Стариков. – 2-е изд., испр. – Ульяновск : УВАУ ГА(И), 2012. – 131 с.

4. Егер, С. М. Основы авиационной техники : учебник / С. М. Егер, А. М. Матвеев, И. А. Шаталов. – Москва : Издательство МАИ, 1999. – 576 с.

5. Богославский, Л. Е. Основы теории полета : пособие для курсантов-штурманов и диспетчеров / Л. Е. Богославский. – Москва : МГА СССР, 1970. – 171 с.

УЧЕБНОЕ ПОСОБИЕ

АЭРОДИНАМИКА САМОЛЕТОВ
ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ

Составители:

КОВРИЖНЫХ
ЕВГЕНИЙ НИКОЛАЕВИЧ
МИРОШИН
АЛЕКСАНДР НИКОЛАЕВИЧ

ISBN 978-5-7514-0299-0

Редактор Т. В. Горшкова
Компьютерная верстка Н. П. Красильникова

Подписано в печать 04.06.2021. Формат 60×90/16. Бумага офсетная.

Печать трафаретная. Усл. печ. л. 9,19.

Тираж 80 экз. Заказ № 272.

РИО и типография УИ ГА. 432071, г. Ульяновск, ул. Можайского, 8/8

